

# 항공기구조의 손상허용설계와 피로수명 예측

황 돈 영

## Damage Tolerance Design and Prediction of Fatigue Life in Aircraft Structure

Don-Young Hwang



- 황돈영(대한항공 한국항공기술연구원)
- 1957년생
- 피로 및 파괴 역학을 전공하였으며, 항공기 구조의 설계 및 수명에측분야에 관심을 가지고 있다.

### 1. 머리말

항공기는 양력, 중력, 항력, 엔진추진력 등의 균형과 조화에 의해 상승, 순항, 하강 등의 비행을 하며, 공기역학을 활용한 조종면(control surface)을 조정함으로써 항공기의 고도, 방향 등을 조종한다. 만약 이러한 균형과 조화가 깨짐으로써 조종불능상태가 된다면 수백억 원에 달하는 항공기의 손실과 더불어 엄청난 인명피해를 입게 될 것이다. 또한 항공기는 지상 운송수단과는 달리 운항중 공중에서 정지하여 정비할 수 없는 약점을 가지고 있어서 어떠한 방법으로도 든 착륙 후에 정비할 수밖에 없다. 따라서 기체구조의 안전성과 관련된 사전 수명예측과 더불어 주기적인 검사 및 정비에 의해서만 항공기의 안전은 보장될 수 있으며, 비행중 어떠한 손상이 발생하더라도 무사히 가지에 착륙할 수 있도록 항공기구조의 내구성과 손상허용성의 도입이 필요하다. 손상허용성

에 관한 문제는 일찍이 15세기경부터 제기되어 왔다. 즉, Leonardo da Vinci는 비행체의 설계시 하나의 bat줄이 끊겨지더라도 나머지 bat줄이 하중과 변형을 지지하도록 설계되어야 한다고 기록해 놓고 있다.<sup>(1)</sup> 그러나 항공기의 내구성과 손상허용성이 1970년대에 와서야 크게 부각되어 미군사규격(MIL-A-886X Series,<sup>(2)</sup> MIL-STD-1530A,<sup>(3)</sup> MIL-A-83444<sup>(4)</sup> 등, 미연방항공규정(FAR, AC25.571-1A)<sup>(5)</sup> 등에서 규정을 정해놓고 있는 이유는 무엇일까?

더 빠르게 더 높이 하늘을 날고자 하는 인간의 욕망은 항공기의 성능을 끊임없이 향상시켜 왔으나, 항공기 성능의 향상은 고강도 소재의 사용과 더불어 엔진의 추진력에 크게 의존하고 있는 것이 사실이며, 항공기운용의 경제성과도 직결되어 설계가 최적화됨으로써 항공기구조는 상대적으로 작은 안전여유(margin of safety)를 가지게 되었다. 즉, Boeing 747의 중량 1lb의 감소가 연간 500£의 연료절약효과가 있다는 것으로부터

항공기구조의 경량화 필요성을 찾아볼 수 있듯이<sup>(6)</sup> 항공기구조의 중량감소를 위한 노력으로써 최적설계가 이루어져 왔다. 그러나 이러한 성능의 향상은 항공기 고성능화 대형화 추세와 더불어 대형사고의 가능성을 부각시켰고 몇 번의 대형참사를 통해 증명되었다. 이러한 사고의 원인을 면밀히 분석·검토한 결과, 항공기의 사고원인은 재료의 피로(fatigue)현상이 대부분이며, 한 번 발생한 균열이 비행중 작용하는 하중스펙트럼에 의해 서서히 성장하여 파괴에 이른다는 것도 밝혀졌다. 이를 근거로 항공기의 피로설계의 중요성이 높아졌고 이에 대한 설계지침으로써 여러가지 규정이 마련되었다. 그러나 이론의 개념이 상대적으로 간단한 것과는 반대로 많은 데이터가 필요하고, 구조형태 및 환경 등에 피로현상이 민감하기 때문에, 구미 선진국에서도 이에 대한 이론이 잘 정립되어 있지는 않다. 특히 국내에서는 항공산업의 낙후성으로 인하여 고급설계기술로 분류되는 이 분야 기술에 대해서는 초보단계에 있고 현시점이 국산항공기의 태동기라고 생각될 때 많은 노력이 필요하다고 생각된다. 다음 절에서 항공기구조의 손상허용설계 및 피로수명 예측의 절차 등에 대해서 구미 선진국의 예를 들어가며 간략히 설명할 것이다.

## 2. 항공기의 안전과 피로

### 2.1 항공기사고의 원인과 피로손상 방지 대책

항공사고의 원인을 면밀히 분석하는 것은 사고원인을 규명하는 데에도 의의가 있지만, 그 결과를 차세대의 항공기의 설계에 반영하여 사고를 미연에 방지할 수 있다는 점에서 매우 중요하다. 그림 1<sup>(7)</sup>은 항공사고의 원인을 분류하여 도표화한 것으로 60~80% 정도의 사고의 원인이 피로현상에 기인한다는 것을 알 수 있다. 그러나 항공기구조에 손상 또는 결함이 발생했더라도 이 결함이 성장하여 임계크기의 균열길이에 도달하지 않으면 항공기는 안전하기 때문에, 항공기구조를 피로파괴로부터 보호하는 방법은 피로균열을 근원적으로 방지하는 방법과 설령 손상이 발생했더라도 균열이 임계크기에 도달하는 것을 차단하는 방법으로 크게 나눌 수 있다. 전자의 방법은 오래전부터 사용되어 온 방법으로 표 1과 같이 요약될 수 있다. 그러나 아무리 조심한다고 해도, 기계가공시 공차를 주어야 가공할 수 있는 것처럼 표 2와 같은 이유로 인해 항공기부품에 있어서 손상은 필

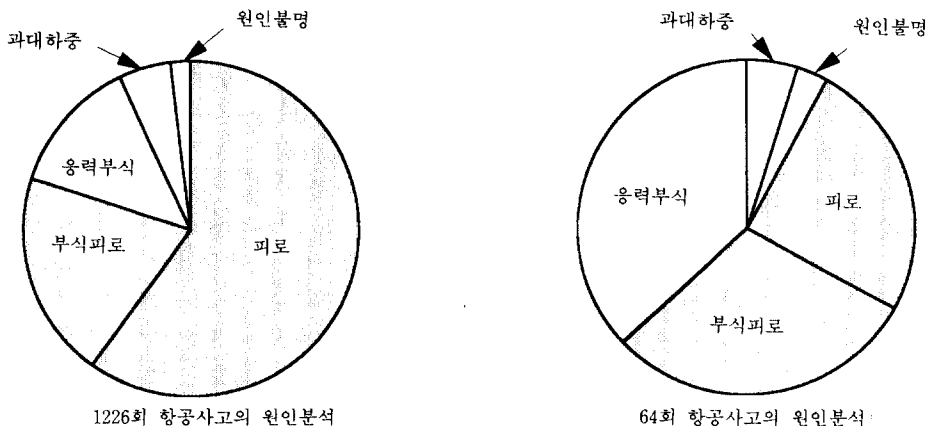


그림 1 항공사고의 원인분석<sup>(7)</sup>

표 1 피로손상 방지대책<sup>(8,9)</sup>

항 목	피로손상 방지대책
1. 적절한 응력분포	① 연결부(splice) 단면적 증가 ② 정하중 경우와 차이점 인식 ③ 연속구조 사용 ④ 체결될 두 부재의 강성을 일치 ⑤ 보(beam)의 지지점 간격 축소 ⑥ 응력흐름선의 개선 ⑦ 볼트구멍 위치를 최소응력 위치로 변경
2. 응력집중완화	① 볼트구멍의 마무리작업 수행 ② 표면거칠기 향상 ③ 날카로운 모서리 제거 ④ 급격한 단면변화 방지 ⑤ 노치(notch) 방지 ⑥ 절단부(cut-out) 모서리반경 증가 ⑦ 자리파기(spot face)지양
3. 세심한 제작	① 리벳구멍의 끝단거리(edge distance) 유지 ② 표면불일치(mismatch) 방지 ③ 과도한 조임방지 — 부싱(bushing) 사용
4. 재료의 특성활용	① 입경방향(grain direction)을 하중방향과 일치시킴
5. 잔류응력 활용	① 압축잔류응력 도입 ② 과도한 도금방지
6. 구조의 안정성	① 흔들림 방지

연적인 것이어서 근래에 와서는 항공기구조의 안전성확보를 위하여 후자의 방법이 전자의 방법과 병행하여 사용되고 있다. 즉, 초기손상을 인정하고 이러한 손상이 존재할 때의 구조의 안전성을 확보하기 위한 것이다. 이것이 손상허용설계(damage tolerance design)의 기본개념이다.

## 2.2 피로설계

정하중 강도설계(static strength design)가 일반화되어 있는 우리에게 피로설계(fatigue design)라 함은 생소할 수도 있지만, 항공기 구조는 피로현상에 노출되어 있는 관계로 피로설계의 중요성이 부각된다. 피로설계와 정

하중 강도설계의 차이점에 대해 나타낸 것이 표 3이고, 정하중 강도설계에 있어 구조물은 무한수명을 나타내지만 피로설계에서는 설계 요구조건에 명시된 유한수명까지만 안전성이 보장되도록 설계됨을 알 수 있다. 표 4는 두 가지 설계방법에 대한 설계인자를 나타낸 것으로, 피로설계시에는 손상의 크기, 균열성장속도, 검사간격, 임계손상크기 등이 설계를 지배하는 인자임을 알 수 있다. 이와 같이 피로균열이 발생하였다고 반드시 구조물이 하중지지능력을 잃어버리는 것이 아니기 때문에, 그 결함에 대처하는 여러가지 설계방법이 있을 수 있다. 첫째로 안전수명설계(safe-life design)는 가장 초창기에 사용하던 설계방법으로 항공기의 사용수명(service

life) 동안 피로손상이 임계크기에 도달하지 않도록 한 유한수명 설계방법이고 현재는 항공기의 착륙장치(landing gear) 등에 사용한다. 그 다음으로 발전한 방법이 파손-안전설

계(fail-safe design)로 구조물의 잔류강도(residual strength)가 임계값 이하로 저하하기전에 균열이 검출되도록 검사주기를 설정하여 항공기 안전을 도모하는 설계방법이다.

표 2 손상의 발생원인

유형별	손상의 원인
1. 설계 실수로 인한 결함	
2. 재료-가공으로 인한 결함	① 부적절한 적층(layer-up) ② 불완전한 성형(curing) ③ 기계가공 실수 ④ 조립중 생긴 결함
3. 사용으로 인한 손상	① FOD(foreign object damage) ② 정비 실수 ③ 지상작업중 생긴 결함 ④ 피로균열
4. 탄환에 의한 손상	① 소총탄환에 의한 손상 (7.62 mm & 12.7 mm) ② 폭발에 의한 손상(23 mm)

표 3 정하중 강도설계와 피로설계의 비교<sup>(10)</sup>

	정하중 강도설계	피로설계
수명	무한수명	유한수명(설계요구 조건)
하중	일정하중	일정하중+변동하중
변형률 속도	0	일정 또는 변동
파손확률	0으로 가정	유한값
안전계수	유한값	적용불가능(확률적 접근방식)

표 4 설계요구조건에 따른 설계 파라미터<sup>(11)</sup>

설계 파라미터	최대강도	피로내구성	균열성장수명	잔류강도
항공기	비행제한선도	사용수명	검사간격	손상검출성
하중	정하중 (1.5×제한하중)	반복 스펙트럼	반복 스펙트럼	정하중
환경	최대가속조건	일반사용조건	일반사용조건	최대가속조건
해석모델	최대변형률 등	누적손상	균열성장	응력확대계수 등
요구조건	임계변형률	최대주기변형률	안전균열성장영역	임계손상크기

손상허용설계(damage tolerance design)는 이 파손-안전설계에 추가적으로 초기손상의 가능성을 인정하여 초기균열이 존재한다고 가정하여 설계하는 방법이다.

### 3. 손상허용설계

#### 3.1 기본개념 및 원칙

손상허용설계는 재료 및 제작중에 생긴 결함 등을 포함하여 사용중 발생한 손상에도 항공기구조가 사용기간 동안 적절한 잔류강도를 유지하도록 하는 설계방법으로 다음과 같은 인자가 검토되어야 한다.

- (1) 검사방법과 장비를 고려한 검출가능한 균열길이(inspectable crack size)
- (2) 검사주기(inspection period)
- (3) 구조물의 균열구속능력(crack arrest capability)을 반영한 균열성장속도(crack growth rate)

그림 2<sup>(10)</sup>는 항공기구조의 강도, 하중, 손상크기 등을 항공기수명에 나타낸 것이며, 항공기가 받을 수 있는 최대의 하중인 제한설계하중(limit design load)은 항공기 전수명

을 통하여 1회 정도 정도 받을 수 있는 하중 임을 알 수 있다. 이 하중값에 1.5배율을 적용함으로써 최대설계하중(ultimate design load)을 설정하고 이 값에 대한 안전여유(margin of safety)의 값이 양(+)의 값이 되도록 설계함으로써 50% 이상의 강도여유를 갖도록 설계되지만 항공기가 운용됨에 따라 균열이 성장하게 되고 잔류강도는 감소하게 된다. 이 잔류강도가 제한설계하중의 80%까지 감소했을 때를 파손-안전하중임계값(fail-safe load criteria)이라 하며, 최소 검사가능 균열크기에 도달할 때부터 이 시점까지는 검사와 수리를 지속함으로써 항공기를 안전하게 운용할 수 있다. 그러나 검사간격을 너무 촘촘히 설정한다면 안전성은 증대되지만 그에 따른 운용비용이 크게 증가할 것이고, 그 반대로 한다면 반대의 효과를 가져 올 것이다. 따라서 손상허용설계에 있어서 지켜야 할 기본원칙이 표 5와 같이 존재하게 된다. 이 내용을 다시 요약하면 균열이 발생하더라도 성장속도를 늦추고 일정한 잔류강도를 유지하도록 설계하여 한 부재의 파손이 전체구조물의 파괴로 이어지지 않도록 하고 검사가능이하도록 설계함으로써 설계의 기본요건인

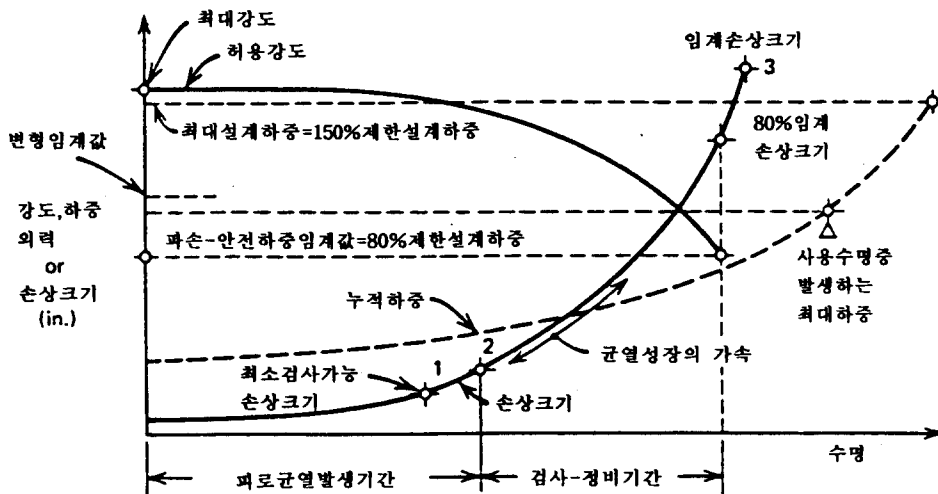


그림 2 항공기 사용기간에 따른 강도 및 손상 크기의 변화<sup>(10)</sup>

표 5 손상허용설계의 기본원칙

구분	설계 방법
재료선택	① 균열성장속도가 낮은 재료 사용 ② 파괴인성이 큰 재료 선택
구조설계	① 복식하중 경로 ② 균열저지 사용 ③ 미소균열의 합체방지 ④ 하중재분포로 인한 제 2부재 파손방지 ⑤ 복식하중경로의 연속파손 방지 ⑥ 분리 절연된 구조물 설계(균열전파 방지)
검 사	① 균열이 외부로 노출되도록 설계 ② 적절한 검사주기 설정 ③ 임계균열은 가능한 크게 설정

안정성과 경계성을 동시에 만족해야 한다.

### 3.2 손상허용설계 절차 및 방법

그림 3은 항공기설계에 있어서 손상허용성 검토절차를 도식화한 것으로 항공기 개념설계단계부터 검사 및 정비계획을 수립하는 설계의 최종단계까지를 나타내고 있다. 각각의 과정에 대해서는 다음에 단계별로 설명할 것이다.

#### 3.2.1 항공기 운용계획수립과 항공기무게중심(C. G.) 하중계수 스펙트럼

개발하고자 하는 항공기는 임무분석, 경제성, 시장성 등을 고려하거나 또는 수요자의 요구사항 등을 반영하여 운용계획을 수립하게 되며, 항공기설계의 초기단계에서는 유사항공기 등의 자료를 참조한 하중해석을 통하여 항공기무게중심(C. G.)에 있어서의 하중계수의 변화를 구함으로써 무게중심의 하중계수 스펙트럼(C. G. load factor spectrum)을 얻을 수 있다. 이 하중은 지상하중, 비행하중, 여압하중 및 기타 반복하중 등이 모두 포함되며, 비행임무, 비행시간, 비행순서의 배열 등의 운용계획에 따라 조합적으로 혼합

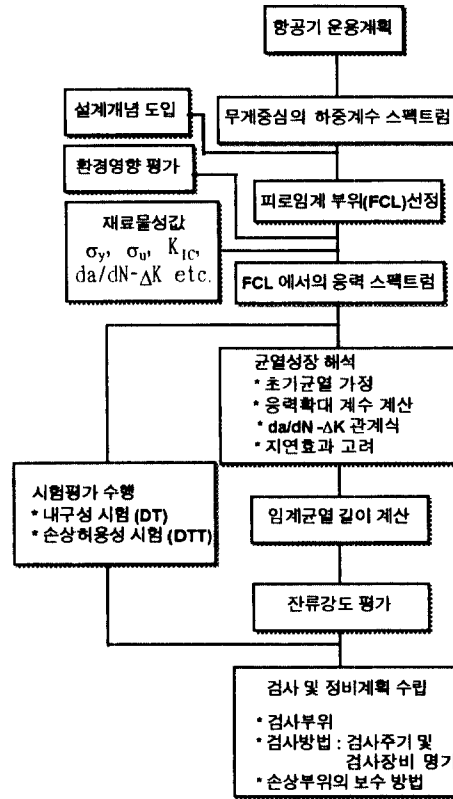


그림 3 손상허용 설계절차

된 하나의 하중스펙트럼을 구할 수 있고, 이 스펙트럼은 추후 제작된 비행시제기의 비행기록계로부터 얻어진 하중스펙트럼과 비교하여 수정보완되기도 한다. 그림 4는 GAG 사이클(ground-air-ground cycle)의 하중스펙트럼을 보이고 있으며, 여러가지 하중이 중첩되어 하중스펙트럼이 형성됨을 알 수 있다.

#### 3.2.2 설계개념의 확립과 피로임계부위(FCL : Fatigue Critical Location) 선정

항공기설계가 진행되어 구조의 배치도가 완성되면 구조물은 그 중요도에 따라 주구조물(principal structure), 2차 구조물(secondary structure) 등으로 분류하게 된다. 주구조물은 이 부재의 파손이 항공기의 손실을 초래하는 구조물로서 주익의 스파(spar) 등이

이에 해당된다. 한편, 2차구조물이라 함은 하중경로는 유지하지만 상대적으로 덜 중요하고 주구조물의 기능을 보완하는 역할을 하는 구조물이다. 이와 같은 관점에서 볼 때

손상허용설계의 주관심사는 주구조물에 집중되게 되고, 구조물 유형별에 따른 설계인자는 표 6과 같다. 주구조물에서도 피로파괴의 가능성이 큰 피로임계부위(fatigue critical lo-

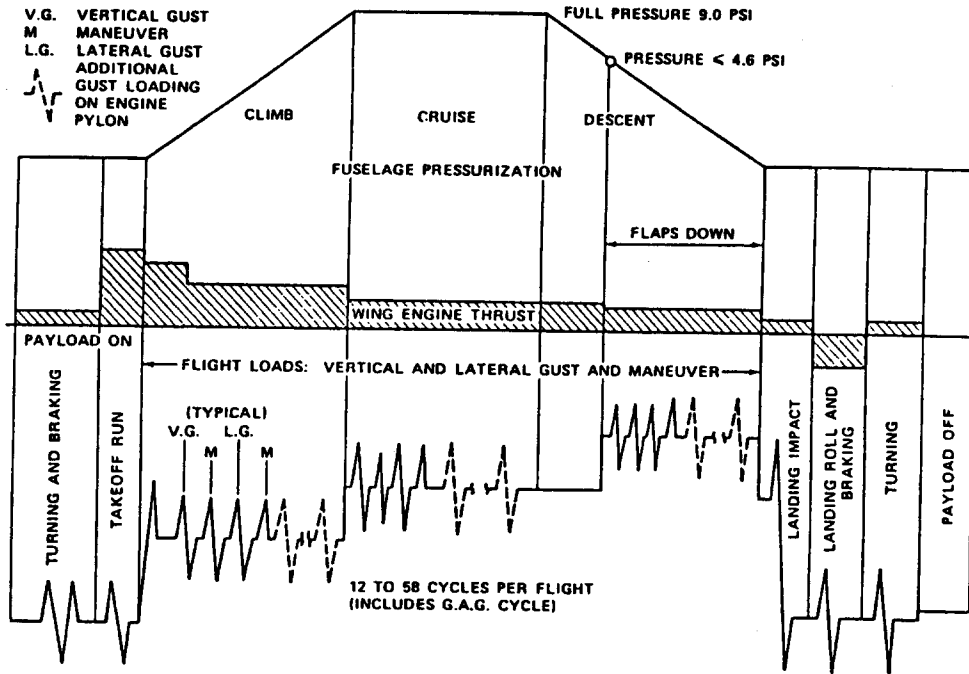


그림 4 항공기의 하중스펙트럼

표 6 구조물 유형에 따른 손상허용설계

구조물 분류		안전보증기술	검토할 중요 인자
2차 구조물	2차 구조물	<ul style="list-style-type: none"> <li>부품유실시의 항공기 성능 검토</li> <li>부품 파손시의 안전분리</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>비행의 안전성</li> </ul>
	손상허용설계	손상검출이 용이하거나 손상으로 인한 기능저하를 나타내는 부품	<ul style="list-style-type: none"> <li>외부손상이 있을 때 잔류강도가 충분한지 검토</li> </ul>
주구조물		정밀검사에 의한 검출가능 구조물	<ul style="list-style-type: none"> <li>구조적 특성과 검사계획이 부합하는지 검토</li> </ul>
	안전수명설계	안전수명 구조물	<ul style="list-style-type: none"> <li>피로수명의 평가</li> </ul>

cation, 이하 FCL)를 선정하게 되는데 선정 기준은 다음과 같다.

- ① 인장이나 전단을 받는 부품
- ② 안전여유가 작은 부품
- ③ 응력집중부위
- ④ 하중전달이 큰 부품
- ⑤ 하중스펙트럼이 큰 부위
- ⑥ 주구조가 파손되면 고응력을 받는 2차 구조물
- ⑦ 균열성장저항이 작은 재료를 사용한 부품
- ⑧ 손상에 노출된 부위
- ⑨ 부품시험결과 취약한 부위
- ⑩ 전기체피로시험(full scale fatigue test) 시 취약한 부위

위와 같은 기준에 의해서 FCL이 결정되면 무게중심(C. G.)의 하중스펙트럼으로부터 내부하중(internal load)을 구하고 응력스펙트럼을 산출한다. 이 같은 방법에 의해서 얻어진 응력스펙트럼은 대단히 복잡하여 해석 및 시험에 많은 어려움과 시간을 필요로 하므로 구조의 수명에 영향을 미치지 않는 작은 변동하중이나 발생빈도가 극히 낮은 과대하중(overload)은 절단법(truncation method)으로 하중스펙트럼을 단순화시키고, 빗물흐름법(rainflow method) 등을 사용하여 피로균열 성장해석이 가능한 형태로 변화시킨다.<sup>(11)</sup> 또한 FCL에 위치하는 부품은 F/FC부품(fatigue and fracture control part)으로 분류하여 제조번호(serial number)를 붙여가며 제작기간뿐만 아니라 항공기 사용기간 중에도 특별관리한다. 한편 FCL에 위치한 부품은 하중전달경로에 따라 설계개념을 서로 다르게 적용해야 되는데, 항공기구조를 하중전달경로별로 분류하여 수명예측과정을 설명하기로 한다.

1) 단일하중경로

단일하중경로(single load path structure)구조는 사실상 바람직하지 못한 설계방법이지만 때로는 구조형태상 불가피하게 직면하는

경우가 있다. 이 구조의 파손은 곧 항공기의 기능을 사실상 마비시키므로 특히 세심한 주의가 요구되고 저속균열성장구조로 설계하는 수밖에 없다. 또한 외부에서 쉽게 균열이 검출될 수 있도록 하고 검사가능균열길이(in-

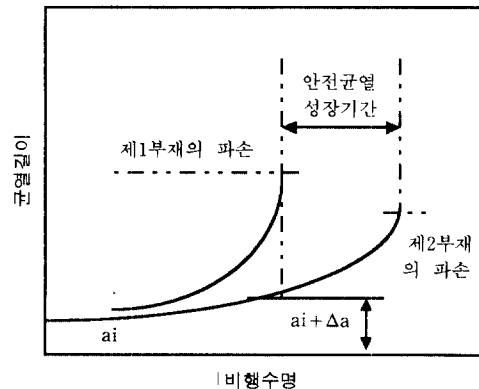
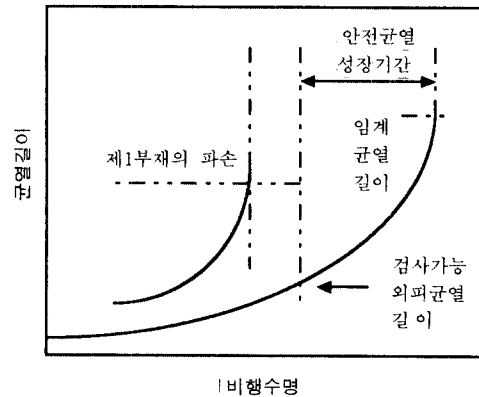
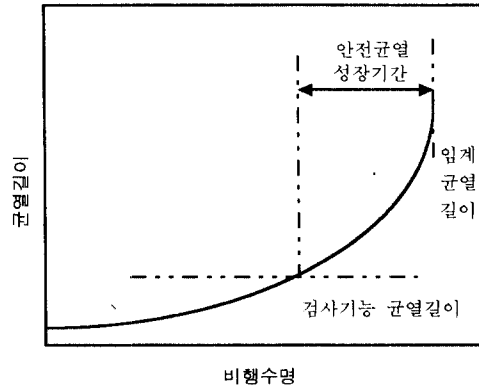


그림 5 하중경로에 따른 균열성장 해석



spectable crack length)로부터 최대허용균열 길이까지 균열이 성장하는 기간 즉, 안전균열성장기간(safe crack growth period) 동안 검사방법이나 검사간격이 적절하게 설정되어야 한다.

2) 복식하중경로

① 제2부재의 외부검사가 가능할 때

이 구조는 주익, 동체, 미익 등의 항공기구조에서 널리 사용되는 구조이며, 가장 바람직한 형태로 검사가 어려운 내부의 부재와 검사가 쉬운 외부의 부재가 동시에 하중을 지지하지만, 내부의 부재가 파손된 후에도 외부의 부재가 상당기간 동안 하중을 지지함으로써 항공기의 안전이 확보된다. 그림 5(b)에서 보는 바와 같이 보강구조인 제1부재가 파손된 후에도 외피(skin)는 상당기간 안전하게 하중을 지지할 수 있다. 따라서 외피의 외부검사에서 균열검출이 가능한 시점부터 이 균열의 길이가 임계값에 도달할 때까지의 기간이 안전균열 성장기간이 된다.

② 제1부재의 파손전에 제 2부재의 검사가 불가능할 때

다중러그(multiple lug)나 프레임(frame)등이 보강판으로 양면이 보강되어 있는 경우가 이 경우에 해당되며 제1부재가 파손되었을 때 제2부재의 균열이  $a_i + \Delta a$  ( $a_i$ : 초기균열길

이,  $\Delta a$ : 제1부재 수명동안의 제2부재의 균열성장량)로 가정하고 제1부재가 하중지지능력을 상실한 것으로 간주하여 하중을 재배치한 후 수명을 평가한다. 이때 안전균열성장기간은 제1부재의 파손시점으로부터 이후 재배치된 하중에 의해 제2부재가 파손할 때까지의 기간으로 설정한다.

③ 균열성장해석이 불가능한 경우

볼트 조인트(bolt joint)에서 하나의 핀 또는 볼트의 망실이 생기면 나머지 볼트나 핀이 제한하중을 지지하도록 설계한다. 즉, 볼트 1개를 제거한 후의 나머지 볼트로 하중경로를 구성하고 전하중을 작용시켜 해석 또는 시험을 수행한다. 이때 볼트의 수명이 95% 신뢰도에서 90% 이상의 안전확률을 갖도록 분산계수(scatter factor)를 사용하며, 이 분산계수는 시험데이터의 양에 의존한다.

3.2.3 균열성장 해석과정

1) 초기결합의 가정

초기결합의 크기는 MIL-A-83444<sup>(4)</sup>에서 표 7과 같이 가정하도록 권장하고 있지만, 검사방법에 따라 그 크기가 조정될 수 있다.

2) 응력확대계수의 계산

구조물에 균열이 존재하면 균열의 성장 및 파괴조건은 균열전단의 응력강도(stress in-

표 7 초기결합의 가정

구 조 형 태			초 기 결 합 크 기(가정값)
구조의 종류	결 합 부 위	재료 두께	
안정 수명 구조	hole 및 cutout 부위	$t \leq 0.05$	0.05(관통균열)
		$t > 0.05$	0.05(모서리균열)
	그 외의 부위	$t \leq 0.125$	0.25(관통균열)
		$t > 0.125$	$a=0.25, b=0.125$ (표면균열)
파손-안전 구조	hole 및 cutout 부위	$t \leq 0.02$	0.02(관통균열)
		$t > 0.02$	0.02(모서리균열)
	그 외의 부위	$t \leq 0.05$	0.10(관통균열)
		$t > 0.05$	$a=0.10, b=0.05$ (표면균열)

주)  $t$ =재료의 두께,  $a$ =균열길이,  $b$ =균열길이

tensity)와 밀접한 관계가 있고 이 응력강도는 선형 파괴역학(linear elastic fracture mechanics)을 도입하여 응력확대계수(stress intensity factor)로서 표현되며 식 (1)에 의해 산출할 수 있다.

$$K = \sigma \sqrt{\pi a} \beta \quad (1)$$

여기서,  $\sigma$ 는 공칭응력,  $a$ 는 균열길이,  $\beta$ 는 형상함수이다. 그러나 항공기구조와 같이 복잡한 구조물에서는 응력강도계수를 구하는 것이 쉽지 않고 유한요소법(finite element method)이나 변형률에너지법(strain energy release method) 등에 의해 구할 수 있다.

3) 피로균열성장 관계식

피로균열성장거동은 반복하중사이클당의 균열성장길이  $da/dN$  즉, 피로균열성장속도(fatigue crack growth rate)를 응력확대계수 범위(stress intensity factor range)  $\Delta K$ 의 함수로서 그림 6과 같이 나타낼 수 있고 이 거동은 3단계의 균열성장형태로 분류될 수 있음이 잘 알려져 있다. 제1단계는 균열성장의 하한계값(threshold stress intensity factor

range)  $\Delta K_{th}$  부근의 균열성장거동이며, 하중비, 환경 등의 영향을 크게 받는다. 제 2단계는 연속체 역학을 적용할 수 있는 선형구간으로 Paris의 식  $da/dN = C(\Delta K)^m$ 으로 정리될 수 있다.<sup>(13)</sup> 제3단계는  $K_{max}$ 가 파괴인성  $K_{Ic}$ 값에 근접함에 따라 정적인 파괴형태(static fracture mode)가 피로특성과 함께 나타나는 영역으로 하중비 등의 영향이 크며 Paris의 식은 균열성장수명이 과대평가 됨을 알 수 있다. 이같은 약점을 보완하기 위하여 균열성장해석은 식 (2)와 같은 Forman의 식<sup>(14)</sup>을 사용한다.

$$da/dN = \frac{C(\Delta K)^n}{(1-R)K_c - \Delta K} \quad (2)$$

여기서,  $R$ 은 하중비,  $K_c$ 는 파괴인성이다. 이 식은 식 (3)과 같이 적분함으로써 항공기구조의 수명이 예측될 수 있다.

$$N = \int_{N_i}^{N_{cr}} dN = \int_{a_i}^{a_{cr}} \frac{(1-R)K_c - \Delta K}{C(\Delta K)^n} da \quad (3)$$

여기서,  $a_i, N_i$ 는 초기균열길이 및 사이클 수,  $a_{cr}, N_{cr}$ 는 최대허용균열길이 및 이때의 사이클 수를 나타낸다.

또한 항공구조물이 받는 하중스펙트럼은 일정한 진폭을 갖지 않는 변동하중이므로 하중 사이클의 순서에 따라 나타나는 과대하중(overload)의 영향이 반드시 고려되어야 한다. 이를 위해서 주로 Wheeler의 모델<sup>(15)</sup>이나 Willenborg의 모델<sup>(16)</sup>이 이용되고 있지만, 아직도 미흡한 점이 많다.

4) 안전균열성장 요구조건

균열성장 해석결과는 균열이 불안정균열성장없이 안정적인 균열성장을 할 수 있는 안전균열성장 요구조건(safe crack growth life requirements)을 충족하여야 하며, 미군사규격에서 규정하고 있는 이 조건은 표 8과 같다. 이때 주의할 점은 파손-안전구조에 있어서 제1구조물이 파손된 후 하중을 재분포시

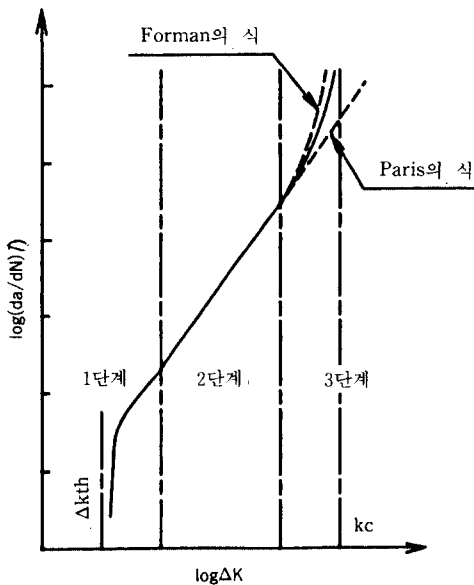


그림 6 피로균열 성장거동

표 8 안전균열성장 요구조건<sup>(4)</sup>

구조유형		검사가가능성	안전균열성장수명 요구조건
저속균열 성장구조 (단일하중경로)		검사불가능성	2×설계 사용수명
		창정비 검사	2×창정비 검사간격 (창정비 검사빈도 : 1/4×설계사용수명)
파손안전 구조 (다중하중 경로)	제1 구조물 파손 전	검사불가능	1×설계사용수명
	제1 구조물 파손 후	비행중 발견 착륙후 발견 일반 육안검사 정밀 육안검사 창정비 검사	기지착륙 1회 비행 5× 검사간격 2× 검사간격 2× 검사간격

켜 균열성장해석을 해야 한다는 점이다.

3.2.4 잔류강도해석

1) 항공기구조의 잔류강도해석(residual strength analysis)

잔류강도라 함은 구조 내부에 균열이 존재할 때 각각의 균열길이에서 안정균열성장을

할 수 있는 응력값을 말하는 것으로 이는 재료의 파괴인성 및 균열길이에 따라 변화한다. 그림 7은 보강판재의 잔류강도곡선을 일반 박판재의 잔류강도와 비교하여 나타낸 것으로, 잔류강도가 균열길이의 제곱근에 비례하는 일반 박판재와는 달리, 보강판재는 보강재의 균열구속(crack arrest) 때문에 보강

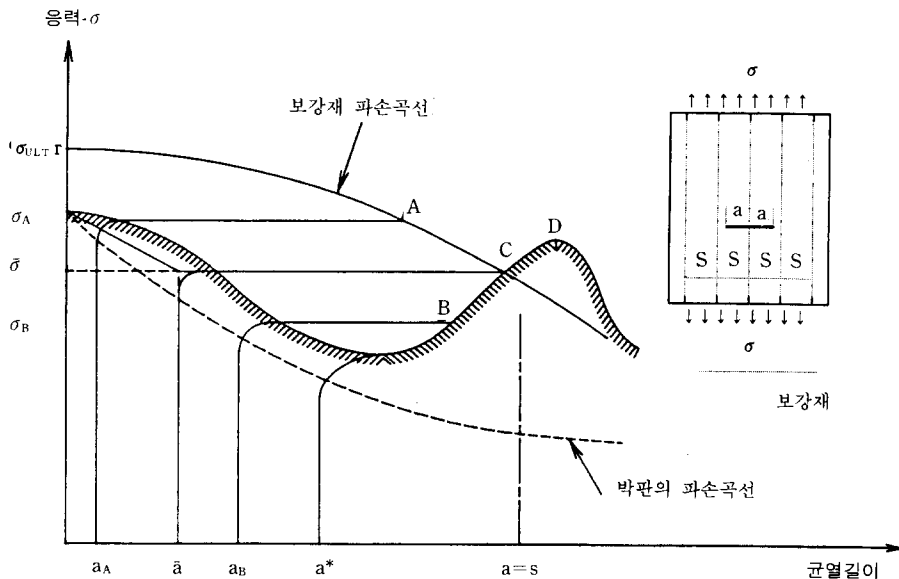


그림 7 균열길이의 변화에 따른 잔류강도곡선

재부근에서 잔류강도는 상대적으로 커지게 된다. 즉, 그림 7에서 D점 이하의 응력값에서는 비록 일시적인 균열의 불안정성장이 있더라도 보강재부근에서 안정균열성장으로 바뀌게 된다. 따라서 항공기구조는 다음 검사 시까지 D점의 응력에 도달하지 않으면 항공기는 안전하다고 할 수 있다. 한편 항공기구조물에서의 검사는 응력의 크기를 측정하기는 어렵고 손상의 크기 즉, 균열길이의 측정으로 이루어지므로 임계균열길이도 잔류강도 곡선과 함께 평가되어야 한다. 임계균열길이는 재료의 특성값인 파괴인성(fracture toughness)  $K_{Ic}$ 와 응력  $\sigma$ 로부터 구할 수 있으나, 항공기 구조는 앞서 언급한 바 있는 구조의 경량화문제로 인해 얇고 가벼운 구조로 형성되어 있어서 파괴인성  $K_{Ic}$ 를 만족하기 위한 두께로 제작되는 경우가 드물다. 즉, 문헌에서 이용가능한  $K_{Ic}$ 값을 사용하여 임계균열길이를 평가하면 지나치게 과소평가되므로 평가하고자 하는 항공기 구조의 두께와 같은 시험편으로부터 얻은 겉보기 파괴인성(apparent fracture toughness)으로부터 임계균열길이  $a_{cr}$ 을 다음 식으로 구한다.

$$K_{app} = \sigma \sqrt{\pi a_{cr}} \beta \quad (4)$$

- 2) 잔류강도 요구조건  
 균열이 존재하지만 항공기를 정상운항하기

표 9 잔류강도 요구조건<sup>(4)</sup>

$P_{XX}$	검사가능성	검사간격	검사간격배수, M
$P_{EE}$	비행중 발견	1 회비행	100
$P_{GE}$	착륙후 발견	1 회비행	100
$P_{WV}$	일반 육안검사	10 회비행	100
$P_{SV}$	정밀 육안검사	1 년	50
$P_{EM}$	창정비 검사	1/4 수명	20
$P_{LT}$	검사불가능	1 수명	20

주) 1.  $P_{DM}$  및  $P_{LT}$ 는 설계제한하중 이상으로 설정  
 2. 파손-안전구조인 경우 하중경로파손시 동하중계수 1.15 적용

위한 최소한의 내부하중(Internal load)  $P_{XX}$ 가 잔류강도 요구조건이다. 즉 잔류강도가  $P_{XX}$ 보다 크면 안전하지만,  $P_{XX}$ 보다 작으면 불안정균열성장에 의해 파괴가 일어나게 된다. 이  $P_{XX}$ 의 크기는 검사방법에 크게 의존하며, 검사와 검사 사이에서 받을 수 있는 최대의 하중을 의미한다. M을 검사간격배수(interval magnification factor)라 할 때,  $P_{XX}$ 는 M 검사간격 중에 일어나는 최대하중으로 결정되며, 일반적으로 사용되는 검사방법, 검사간격, 검사간격배수 등은 표 9에 정리되어 있다.

### 3.2.5 검사계획의 수립

검사계획은 앞절에서 논의한 안전균열성장 요구조건과 잔류강도요구조건이 만족되도록 수립되어야 한다. 이 검사계획을 정비교범 등에 반영함으로써 검사시기, 검사방법, 손상부위의 보수방법 등이 명시되어야 하며, 추후 항공기 운용중에 발견된 문제점에 대해서는 전 운용부서에 이 내용에 대한 조치방법이 통보되어야 한다. 검사의 방법은 육안 검사로부터 정밀한 비파괴검사에 이르기까지 다양한 방법이 있겠지만 지나친 검사로 말미암아 항공기의 운용비용을 증가시키는 일은 피하는 것이 좋다. 가급적이면 설계단계로부터 운용비용 등을 평가하여 가급적 육안검사에 의해 임계손상을 쉽게 발견할 수 있도록 한다.

## 4. 맺음말

항공기구조는 항상 피로하중에 노출되어 있고 조류충돌과 같은 불시의 상황에 의해 손상을 입을 가능성을 가지고 있어서 이에 대한 대비책을 마련하지 않으면 인명과 재산 상에 막대한 손실을 초래할 가능성이 있다. 따라서 항공기가 개발되는 초기의 설계단계부터 항공기의 안전성확보가 중요하며, 이를 위해서는 적절한 피로수명예측과 손상허용설

계를 해나아가는 것이 중요하며, 그 내용을 정리하면 다음과 같다.

- (1) 항상 손상의 가능성을 인정하고, 이 손상이 존재하는 경우에도 항공기의 안전이 보장 되도록 설계한다.
- (2) 손상이 발생하면 쉽게 발견되도록 설계한다.
- (3) 한 부재의 손상이 전 구조물의 파괴로 이루어지지 않도록 다중하중 경로로 설계한다.
- (4) 손상의 가능성이 있는 부품은 특별관리한다.
- (5) 안전균열성장 및 잔류강도 요구조건이 충족되도록 검사계획을 수립하며, 이 검사계획에 따라 검사를 수행한다.

#### 참고문헌

- (1) Reddic Jr., H. K., 1982, "Safe-Life and Damage Tolerant Design Approaches for Helicopter Structures," *NASA Conference Publication 2278*, pp. 129~151.
- (2) MIL-A-8860~8893, 1975, "Airplane Strength and Rigidity," *USAF*.
- (3) MIL-STD-1530A, 1975, "Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirements," *USAF*.
- (4) MIL-A-83444, 1974, "Damage Tolerance Design Requirements for Aircraft Structures," *USAF*.
- (5) Advisory Circular, AC 25. 571-1A, 1986, "Damage-Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure," *FAA*.
- (6) Jeal, B., 1988, "Moving Towards the Non-Metallic Aero Engine," *The Rolls-Royce Magazine*, pp. 23~27.
- (7) Grant, J. et. al., 1971, "Investigation and Analysis Development of Early Life Aircraft Structural Failures," AFFDC TR 70-149, AFFDL.
- (8) Smith, C. R., 1963, "Tips on Fatigue," *Bureau of Naval Weapons*.
- (9) Lunde, T., 1976, "Fatigue and Stress Corrosion Guidelines," Lockheed Aircraft Co.
- (10) Osgood, C. C., 1982, "Fatigue Design," *Pergamon Press*.
- (11) ASTM E 1049-85, "Standard Practices for Cycle Counting in Fatigue Analysis."
- (12) Swift, T., 1981, "Application of Damage Tolerance Technology to Type Certification," *SAE Technical Paper Series 811062*.
- (13) Paris, P. and Erdogan, F., 1963, "A Critical Analysis of Crack Propagation Laws," *Trans. ASME. J. Basic Eng.*, Vol. 85, No. 4 pp. 528~534.
- (14) Forman, R. G., Kearney, V. E. and Eagle, R. M., 1967, "Numerical Analysis of Crack Propagation in Cyclic-Loaded Structures," *Trans. ASME. J. Basic Eng.*, Vol. 89, No. 3, pp. 459~464.
- (15) Wheeler, O. E., 1972, "Spectrum Loading and Crack Growth," *Trans. ASME, J. Basic Eng.*, Vol. 94, pp. 181~186.
- (16) Willenborg, J., Engle, R. M. and Wood, H. A., 1971, "A Crack Growth Retardation Model Using an Effective Stress Concept," AFFDL-TM-71-1-FBR, WPAFB. 