

## 解説

## 형식증명을 위한 항공기 구조물의 손상허용 평가

최주원\*, 진영권\*, 박종혁\*, 이광희\*\*, 신대원\*

## A Study on an Airframe DTA for Type Certificate

J. W. Choi\*, Y. K. Jin\*, J. H. Park\*, K. H. Lee\*\*, D. W. Shin\*

## 목 차

- |                            |
|----------------------------|
| I. 서 론                     |
| II. 손상허용 설계 개념             |
| III. 손상허용 설계의 요구조건         |
| IV. 형식증명을 위한 손상허용 설계의 평가방법 |

## I. 서 론

항공기 기체구조분야의 설계는 계속 감항성 유지에 있어 가장 기본이 되고, 항공기의 안전성과 직·간접적으로 연계되어 있는 분야이다. 항공기의 운영기간 동안 지속적인 기체 구조의 안전성과 신뢰성에 중점을 둔 설계기술 및 이들에 대한 적합성 입증을 위한 평가 방법이 1950년대 이후 항공기술 발전과 더불어 미국을 비롯하여 항공선진국들을 중심으로 감항성 유지를 위한 체계적인 접근방법의 일환으로 개발되고 있다. 기체구조의 피로해석 및 평가 개념은 1950년대 미국공군의 안전수명(Safe Life) 개념으로부터 1960년대 민간 항공기에 대한 파손안전(Fail Safe) 개념을 거쳐, 손상허용(Damage Tolerance) 개념으로 변천되어 왔다.

† 2002년 11월 11일 접수

\* 정회원, 한국항공우주연구원 품질인증센터

연락처, E-Mail : Choijw@kari.re.kr

대전광역시 유성구 어은동 45

\*\* 건설교통부 항공안전본부

이는 당시의 규정들에 적합하게 설계된 항공기들이 피로누적의 원인으로 예상 안전수명보다 짧은 기간에 발생한 사고들로 인하여, 당시의 규정이 미흡함을 인식하고, 이를 수정 및 보완하면서 손상허용 설계 및 평가의 개념이 탄생한 것이다.

여기에서는 항공기 형식증명에 있어서 감항기술기준에서 요구하는 손상허용개념 및 요구조건과 형식증명 신청자들이 제시하여야 할 DTA(Damage Tolerance Assessment)에 대한 적합성 입증방법 및 이에 대한 평가방법에 대하여 소개하기로 한다.

## II. 손상허용 설계 개념(Concept of damage tolerance design)

### 2.1 손상허용 설계의 변천과정

#### 2.1.1 안전수명(Safe life)

안전수명 개념은 미국공군의 구조 통합 프로그램인 ASIP(Airforce Structural Integrity Program)에서 1958년에 소개된 이후, 군용 항공기 설계에 사용되었으며, 이 개념은 구조물에 작용하는 하중과 피로 등에 대하여 항공기 설계 예상 수명 내에서 구조물이 파손되지 않는 범위내의 응력만이 작용하도록 설계하는 것이며, 피로시험을 통하여 예상되는 설계수명을 입증하였다. 그러나, 이 개념은 제작사의 손상에 대해서는 고려하지 않았으며, 실제로 약 60%의 균열이 초기 제작사의 손상에 의한 것임이 밝혀져, 1994년 7월 미국공군은 이 개념을 포기하고 손상허용 설계 개념으로 대체하였다.

#### 2.1.2 파손안전(Fail safe)

파손안전은 구조물의 어느 한 부분이 손상되더라도 다른 부위들로 하중이 분산되어 전체적인 파괴를 예방한다는 개념으로, 1960년대 초반에 항공기 구조물의 안전성을 위하여 민간항공기 분야에 처음 소개되었다. 그러나 항공기 파손 이전에 구조물들의 손상을 발견하도록 하는 검사프로그램의 결핍으로, 파손안전 개념만으로는 부적당한 것으로 판명되어, 이 개념은 손상허용 개념으로 대체되었다.

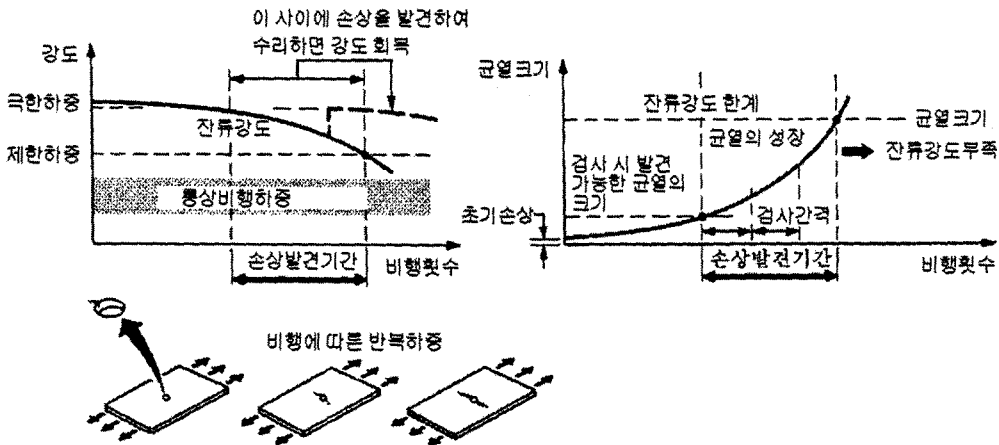
### 2.2 손상허용 설계의 개념

손상허용 설계(Damage Tolerance Design)는 수송급 항공기의 구조적 안전성을 유지하기 위해 1970년대 후반부터 사용되는 개념으로써, 항공기의 운용수명기간 내에 피로현상이나 부식 또는 우발적인 사고 등의 원인으로 부분적인 손상이 발생하더라도 구조물 전체의 파손이나 과도한 변형이 발생하지 않은 상태로 손상이 발견될 때까지 나머지 구조물들이 적당한 정도의 하중을 견딜 수 있도록 설계하는 것이다.

<표 1> 구조설계 개념의 변천과 FAR(Federal Aviation Regulation) 관련 규정의 개정

설계 방식	1950년대	1960년대	1978년 개정 이후
	안전수명 설계 (Safe Life Design)	파손안전 설계 (Fail Safe Design)	손상허용 설계 (Damage Tolerance Design)
주요 개념	· 수명기간 내에 예상되는 반복하중에 의해 발견 가능한 균열이 발생하지 않도록 설계	· 단위부재 또는 단위부재의 부분적인 파손에 대하여 잔류강도를 유지하는데 초점을 두어 설계	· 단위부재가 아닌 어떤 영역에서 여러 개의 균열이 동시 다발적으로 진행되는 경우까지 고려하여 잔류강도를 유지하도록 설계 · 균열 및 파손의 진행과정을 예측하도록 요구 · 손상의 특성 또는 경험에 따라 구조 검사계획을 수립하도록 요구

손상허용 설계는 항공기 운용기간 중 다양한 원인들로 인한 구조물의 모든 부위들의 균열들을 조기에 발견한다는 것이 사실상 불가능하므로, 어느 정도의 결함이 있어도 나머지 구조물들이 하중을 담당하여 안전성을 유지한다는 개념이다. 손상허용 설계는 기존의 안전수명(Safe life)과 파손안전(Fail safe) 개념이 조합된 것으로, 동시 다발적인 균열의 고려와 그 진행과정의 예측까지도 요구하고 있으며, 1978년 12월 미국의 FAR(Federal Aviation Regulation) 25.571조항에 소개되었다. 세계 각국의 항공기 구조적 감항성에 관한 규정들은 미국공군규정, 미국 연방항공청(FAA : Federal Aviation Administration)의 규정을 따르고 있으며, 이들 규정은 서로 상이하여 안전수명에 파손안전 설계를 추가하고 동시에 초기결함이 있다고 가정하여, 운항 중 이러한 결함의 거동을 실험과 이에 근거한 해석을 통하여 예측하도록 요구하고 있다. 그림 1은 손상허용 개념 및 구조물의 검사와 수리에 따른 내구성 유지에 대하여 나타내고 있다.



<그림 1> 기체구조 내구성 및 손상허용성 개념

### III. 손상허용설계의 요구조건

#### 3.1 손상허용 설계의 요구조건

손상허용 설계에 대한 규정은 1978년 영국 CAA(Civil Aviation Authority)의 Airworthiness Notice 98에 이어, 같은 해 미국의 FAR 25의 Amendment 25-45에서 25.571조항으로 소개되었다. 유럽연합항공규정 JAR(Joint Aviation Regulation) 25.571도 FAR 25.571과 손상허용에 관한 항목 및 요구사항이 동일하나, JAR 25.571에서는 최초 검사시점에 관한 규정이 없다. FAR 25.571과 JAR 25.571은 “구조물의 손상허용 및 피로평가(Damage tolerance and fatigue evaluation of structure)”로 “(a) 일반”, “(b) 손상허용 평가”, “(c) 피로평가”, “(d) 음향피로강도” 및 “(e) 개별적 원인으로 인한 손상허용 평가”와 같이 5개의 조항으로 구성되어 있으며, 여기에서는 이 중 “(a) 일반”, “(b) 손상허용 평가”에 대한 요구조건 및 적합성 입증방법을 제시한다. 요구조건의 세부 내용은 다음과 같다.

**(a) 일반(General).** 강도, 세부설계 및 제작의 평가는 비행기의 운영기간 동안 사고로 인한 손상, 제작상의 결함, 피로 또는 부식으로 인한 구조물의 파괴가 일어나지 않음을 입증해야 한다.

(1) 이 조항에 의한 각 평가는 다음을 포함해야 한다.

- i. 운영 중 예상되는 습도, 온도 및 하중 스펙트럼(loading spectrum)
- ii. 파괴가 비행기의 치명적인 파괴로 이어질 수 있는 주요구조요소 및 세부 설계부분의 판별
- iii. 상기 ii에서 판별된 주요구조요소 및 세부설계 부분의 시험에 근거한 해석

(2) 해당 비행기와 유사한 설계구조 비행기의 운용이력에 따른 자료가 평가에 사용될 수 있다.

(3) 평가에 근거하여 검사 또는 기타 절차가 설정되어야 한다. 균열 성장 해석 및/혹은 시험에 근거하여, 다음 종류의 구조물에 대해서 제작 시 초기 결점이 있는 것으로 가정하고 최초검사 시점이 설정되어야 한다.

- i. 단일 하중경로 구조물
- ii. 하중경로 파괴, 부분 파손 또는 균열억제(Crack arrest)가 잔여 구조물의 파손 이전에 일반 정비, 점검 또는 비행기의 운용 중 감지되고 교환될 수 있다고 입증되지 못한 다중하중 경로의 파손안전(Multiple load path fail-safe) 구조물 및 균열억제 파손안전(Crack arrest fail-safe) 구조물

**(b) 손상허용 평가(Damage-Tolerance Evaluation).** 평가는 피로, 부식 또는 우연한 손상으로 인한 예상되는 손상위치와 형태에 대한 결정을 포함하여야 한다. 이 결정은 시험결과와 가능한 운용자료에 근거한 해석에 의하여야 한다. 이전의 피로노출로 인한 여러 위치에서 발생한 손상(Widespread fatigue damage)은 이러한 종류의 손상이 발생할 수 있는 설계에 포함되어야 한다. Widespread fatigue Damage가 비행기의 설계 운영수명 중 발생하지 않을 전 기체 피로시험으로 입증하여야 한다. 관리자의 제한된 승인 하에 전 기체 피로 시험의 완료 이전에도 형식증명이 발행될 수 있다. 단 이 경우 전 기체 시험 비행주기의 1/3주기

이상으로 비행기가 운영될 수는 없다. 잔류강도 평가는 나머지 구조물들이 다음의 조건들에 상응하는 하중을 견딜 수 있음을 입증해야 한다.

- (1) 순항속도까지의 모든 속도영역에서 제한 대칭 기동 조건
- (2) 순항속도까지의 명시된 속도에서 제한 돌풍조건
- (3) 순항속도까지의 제한 롤링조건 및 제한 비대칭조건
- (4) 순항속도까지의 제한 요우 기동조건
- (5) 여압기체의 경우, 다음의 조건
  - i. 예상되는 외부 공기역학적 압력과 평상 운영 압력 차이에 동시에 조합된 비행기동 하중
  - ii. 평상운영 압력차이의 최대 값에 1.15를 곱한 수치, 기타 하중은 제외(예상되는 공기역학적 압력을 포함)
- (6) 랜딩기어 및 직접 영향을 받는 항공기 구조물의 경우, 지상 제한하중조건 구조 파괴 또는 부분적 파괴 후 구조적 강도 또는 형태가 심하게 변형된다면, 손상허용에 관한 영향이 더 깊이 조사되어야 한다.

이와 같이 FAR 및 JAR의 손상허용 규정은 제작서부터 운용기간까지의 여러 가지 발생할 수 있는 구조적 손상 조건에 대해 다양한 비행 하중이 가해졌을 때, 비행안전성에 문제를 일으킬 수 있는 구조적 파괴가 일어나지 않도록 하는 것을 실험 및 이에 근거한 해석과 유사 구조물의 운영 경험으로 입증하도록 요구하고 있으며, 균열성장 해석 및(또는) 시험과 이와 관련된 검사절차를 요구하고 있다. 결국, 하중 스펙트럼 설정, 구조적 주요부분의 확인, 예상되는 손상위치와 형태에 대한 결정, 이에 대한 시험과 시험에 근거한 해석으로써 적합성 입증, 구조물에 대한 검사절차설정이다.

### 3.2 손상허용 설계를 위한 구조의 분류

기체구조의 손상허용성에 대한 평가는 구조의 손상이 잔류강도(Residual Strength) 이하로 떨어지기 이전에 발견되고 수리될 수 있도록 대비되어 있는가를 평가하고 검증하는 것이다. 손상허용평가의 과정은 항공기 구조물의 각 구조요소를 분류하는 것으로 시작하며, FAA는 구조의 특성에 따라 다음과 같이 5가지로 분류하고, 항공기 구조물의 각 부분별 특성에 따라 이를 적용하고 있다. 표 2는 항공기 제작사들에서 사용하고 있는 구조 분류의 예이다.

#### 3.2.1 안전수명 구조

안전수명 설계에서는 모든 구조물은 초기균열을 가지고 있으며, 이러한 결함은 하중이 작용하는 순간부터 전파되기 시작하는 것으로 간주한다. 안전수명에 속하는 구조물은 구조물의 결함이 발견되기 전에 이미 임계크기에 도달해 버리는 구조물이 해당된다. FAR 25.571은 손상 허용이 불가능한 구조물의 경우, 안전수명 개념으로 설계하도록 하며, 착륙장치가 여기에 해당한다.

#### 3.2.2 단일 하중경로 손상허용 구조

단일 하중경로 손상허용 구조에 의한 설계는 적절한 운용 검사 프로그램이 개발된 경우 적용할 수 있다. 이 구조물에선 제작 시 0.05(inch)의 균열이 구조물에 포함되어 있다고 가정하고, 이

균열이 검사 이전에 임계 치 이상으로 성장하지 않도록 검사 프로그램과 균열의 정도가 설정되어야 한다. 일반적으로 발견 가능한 균열성장 수명(Crack Growth Life : 0.05(inch) 균열에서 시작하여, 제한하중 조건에서 균열이 임계크기로 되는 데까지 소요되는 시간 - 해석이 요구됨)의 1/3을 검사 주기로 하며, 검사의 시작(Threshold for inspection)은 균열성장 수명의 1/2에 수행하도록 한다.

### 3.2.3 다중 하중경로 - 외부에서 검사가 가능한 구조

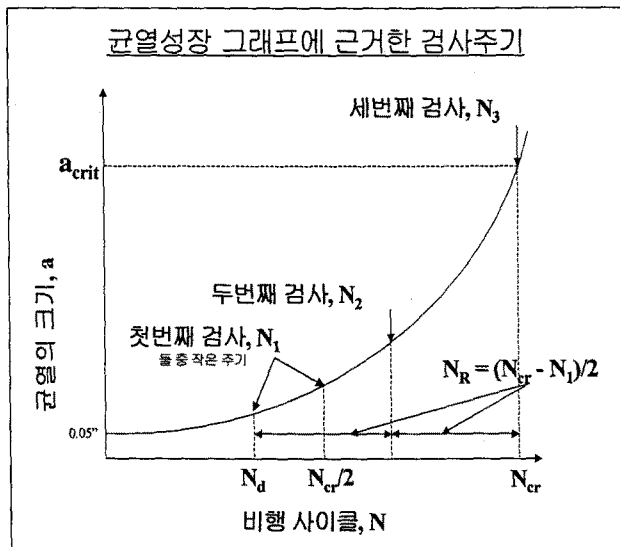
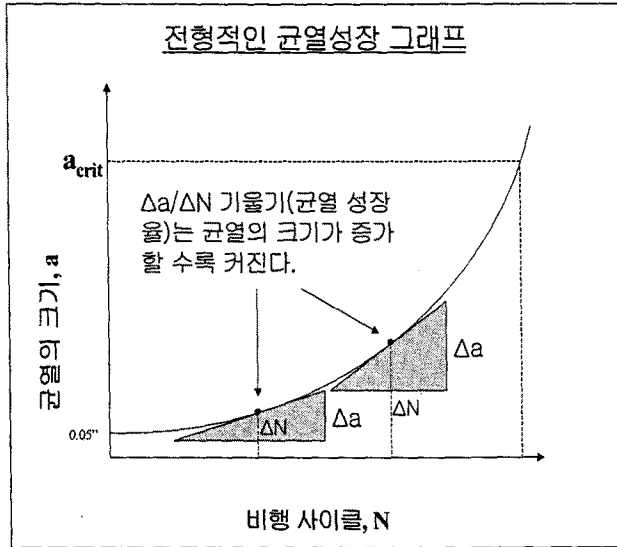
외부에서 검사가 가능한 다중 하중경로 구조에 해당하는 항공기 구조물에는 날개, 동체 및 꼬리날개 부분이다. 내부 부재의 파괴 후에 표피에서의 균열성장을 고려하여 안전 검사기간이 충분하도록 구조설계가 된다면, 이 부재는 외부에서 검사가 가능하게 될 것이다. 이 경우는 하중경로가 다중으로 되어있고, 손상이 쉽게 발견 가능한 부분으로, 다중경로 구조물의 기본이 된다.

<표 2> 민간항공기 구조 분류의 예

구조의 분류		안전성 확보기술	관련 구조물
손상 허용 설계	2차 구조물	파손에 대비한 설계	2차 조종면 등
	검사계획을 수립하지 않고도 손상의 발견이 용이한 구조	검사에 의해 발견될 손상의 크기에 대한 잔류강도 확보	날개 스킨 (보강 패널)
	손상을 발견하기 위해서 계획된 검사가 필요한 구조	잔류강도 및 구조 특성별 검사 프로그램 확보	나머지 구조물
안전 수명 설계	안전수명 구조	피로해석에 근거한 여유를 둔 피로수명 확보	착륙장치

### 3.2.4 다중 하중경로 - 하중경로 파손 이전에 검사가 불가능한 구조

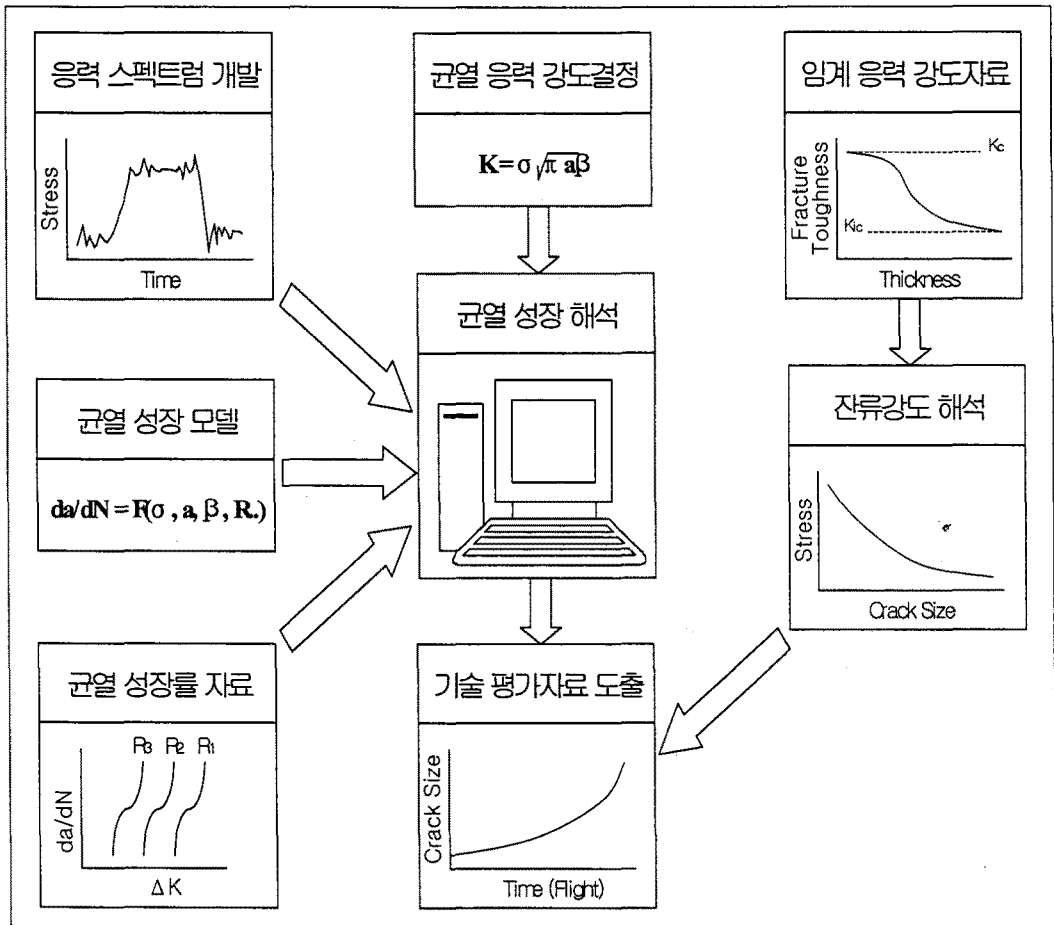
구조물을 분해하지 않고, 주 구조의 균열을 발견하는 것은 매우 어려우나, 주 구조물의 완전한 파손은 용이하게 검사할 수 있는 경우에 해당한다. 검사주기는 2차 구조물의 수명을 기본적으로 고려하며, 하중의 재분배와 2차 구조물에서의 손상들도 함께 고려한다. 1차 구조물 파괴시 2차 구조물의 손상을 설명하기 위하여, 2차 구조물의 초기 손상을 가정하는 것이 필요하며, 보통 이것은 Fastener hole에서 0.005(inch) corner crack으로 한다. 그러므로 2차 구조물의 균열의 크기는 Zero life time에서 0.005(inch)가 된다. 초기 검사시점은 균열성장 수명의 1/3로 하며, 반복 검사는 1차 구조물 파손 후 잔여 수명의 1/3을 기준으로 수행하도록 해야 한다.



<그림 2> 전형적인 균열성장 그래프 및 이에 근거한 검사주기 결정방법

### 3.2.5 다중 하중경로 - 하중경로 파손 이전에 검사가 가능한 구조

이 개념은 일차 구조물에서 부분 손상을 발견 가능한 경우 해당된다. 1차 구조물 파손 이전에 2차 구조물의 손상은 초기 결함으로 가정하여 고려되며, 2차 구조물의 초기 균열은  $0.005(\text{inch})$ 로 가정한다. 초기 검사는 균열성장 수명의  $\frac{1}{2}$ 로 하며, 검사주기는 발견 가능한 균열성장 수명의  $\frac{1}{2}$ 로 한다. 손상이 발견 가능한 파손 안전 구조물의 경우에는, 검사시기를 결정하기 위하여 시험에 근거한 피로해석이 수행된다.



<그림 3> 각 주요 구조물에 대한 균열성장 및 잔류강도 평가 체계 (주:  $a$  = 균열 크기의  $\frac{1}{2}$ ,  $\sigma$  = 가해지는 총 응력,  $N$  = 비행 사이클,  $R$  = Stress ratio ( $R = \sigma_{min}/\sigma_{max}$ ),  $K$  = Crack tip stress intensity factor ( $K = \sigma\sqrt{\pi a}$ ))

#### IV. 형식증명을 위한 손상허용 설계의 평가방법

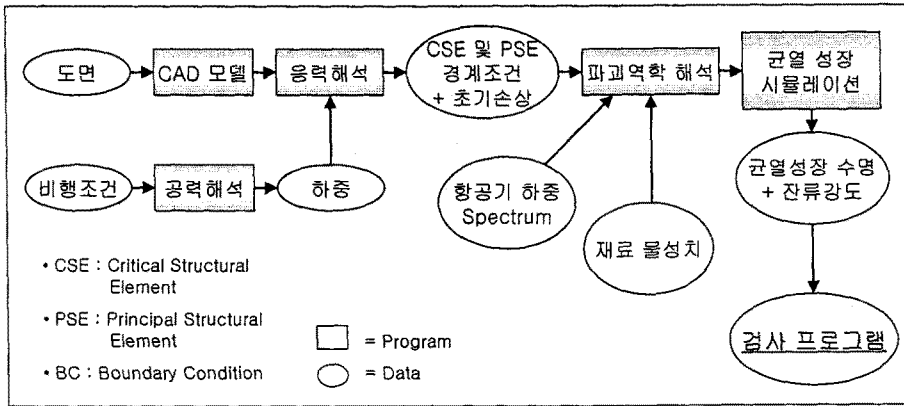
##### 4.1 손상허용 설계에 대한 일반적인 적합성 입증방법

##### 4.1.1 손상허용 평가를 위한 도출사항

손상허용 평가를 위하여 일차적으로 도출하여야 하는 사항은 발견하지 못한 균열로 인하여 항공기의 손실을 가져올 수 있는 각각의 주요 구조 요소에 대한 균열성장 그래프이다. 이는 손상에 따른 잔류강도를 예측할 수 있도록 도와주며, 운영자를 위한 검사 프로그램의 기본 자료를 제공하게 된다. 그림 2와 그림 3은 전형적인 균열성장 그래프 및 이에 근거한 검사주기 결정과 균열성장 해석과정 및 잔류강도 평가 체계를 보여준다.



4.1.2 적합성 입증을 위한 손상허용 설계의 과정



<그림 4> 손상허용 평가 절차(DTA Process)

① 비행 사이클 당 하중 스펙트럼(Load Spectrum per Flight Cycle) 개발 :

일반적으로 항공기에 작용하는 비행 당 실제 하중을 간략화 시킨 스펙트럼으로 만든다. 이때, 지상하중, 비행하중, 여압하중 등 가능한 모든 하중과 상승, 순항, 하강, 착륙 등의 비행 단계와 비행시간, 속도, 고도 등을 고려하여야 한다. AC(Advisory Circular) 25.571-1은 조종사훈련, 난류, 이상진동(Buffeting)과 연계된 항공기의 동적 특성도 고려하도록 권고하고 있다. 적합성 평가 시, 신청자가 운용 중 예상되는 가능한 모든 하중을 고려했는지 여부, 합리적인 하중 값을 적용했는지 여부, 해석에 필요한 하중 스펙트럼이 합리적으로 간략화 되었는지 여부를 판단해야 한다.

② 평가를 위한 주요 위치(Critical Location) 선정 :

항공기 구조물 내의 DTA를 수행하기 위한 주요부위를 선정한다. 주요부위 선정은 기체구조 설계내역에 근거하여 피로로 인한 파괴가 일어날 가능성이 있는 부위로 하며, 각종 시험결과와 운용경험을 근거로 해야 한다. AC 25.571-1은 구조의 불연속 부위(Discontinuity), 주요 피팅 및 그 부착부위, 스플라이스(Splice), 인장력이 작용하는 연결부(Tension Joint), 창문이나 도어용 위한 구조부 등을 주요위치로 권고하고 있다. 적합성 평가 시, 신청자가 각종 시험 및 해석을 통하여 DTA 수행을 위한 주요부위를 합리적으로 선정하였는지를 판단해야 한다.

③ 선정된 각 부위별 환경을 고려한 응력 스펙트럼(Stress Spectrum) 개발 :

하중계수 스펙트럼과 구조해석(실험 - 시편, 구조물), 공력해석(실험) 결과에 근거한 각 부위별 응력 스펙트럼을 개발해야 한다. 이때, 구조해석, 공력해석 그리고 하중 스펙트럼이 응력 스펙트럼 개발에 합리적으로 적용되었는지를 판단해야 한다.

④ 각 부위별 균열 성장률 자료(Crack Growth Rate Data) 개발 :

균열 성장률( $\Delta a/\Delta N$ )은 재료의 물성치, 시험 및 해석에 근거한 하중(응력)스펙트럼을 이용하여, 파괴역학 해석으로 개발한다. 이때 사용되는 계산방법으로는 Paris 방정식, Walker 방정식, Forman 방정식 등이 있으며, 현재에는 이를 이용한 균열 성장률 컴퓨터 프로그램들이

상용화되어 있다. 이때, 각 부분의 균열 성장률 해석이 합리적으로 수행되고 자료가 도출되었는지를 판단해야한다.

- ⑤ 각각의 재료 및 형상에 대한 파단강도 자료(Fracture Toughness Data) 획득
- ⑥ 제한하중에서 각 위치별 손상허용의 최대 크기 결정 :  
손상허용의 최대크기는 부위별 잔류강도자료와 연계하여 결정되며, 이때, 잔류강도가 비행안전성에 합리적인 값인지를 판단해야한다.
- ⑦ 각 부위별 잔류강도해석 수행 :  
잔류강도해석은 손상허용 최대크기 결정과 연계하여 수행되며, 이때, 도출된 잔류강도 값이 비행안전성에 합리적인 값인지를 판단해야한다.
- ⑧ 각 부위별 구조요소 범주 결정
- ⑨ 각 부위별 균열성장 그래프(Crack Growth Curve) 획득 (그림 2 및 그림 3)
- ⑩ 항공기 검사 프로그램 개발 :  
해석 결과와 운용비용(검사 M/H)을 근거로 하여, 부위별 검사방법 및 검사주기를 설정하게 된다. 부위별 검사방법은 육안, 형광침투, 자분 탐상, X-Ray 등이 있으며, 이는 균열의 크기에 따라 결정된다. 이때, 검사 프로그램상의 검사주기, 위치 등이 항공기 구조물의 지속적인 감항성 유지에 적절하게 개발되었는지를 판단해야 한다. 표 3은 균열의 검사 방법과 이에 관련된 발견 가능한 균열의 크기를 나타내고 있다.

<표 3> 항공기 구조물 검사 방법과 관련된 발견 가능한 균열의 크기

검사방법	발견 가능 길이 (inch)	비 고
육안검사 (Visual)	1.0 또는 구멍에서 난 균열	도색이 안 된 면 (3~5배 확대경)
	-	도색 된 면
침투탐상 검사 (Penetrant)	0.125 0.250	도색이 안 된 면 (3~5배 확대경) (확대경 없이)
	-	도색 된 면
자분탐상검사 (Magnetic Particle)	0.0625 0.125	도색이 안 된 면 (3~5배 확대경) (확대경 없이)
	0.250	도색 된 면 (확대경 없이)
X-Ray 검사	0.75 또는 구멍에서 난 균열	알루미늄 구조물
초음파 검사 (Ultrasonic - Angle Beam)	0.125 길이 × 0.0625 깊이	Fastener @5~10 MHz
	0.125 길이 × 0.0625 깊이	Clevis
초음파 검사 (Ultrasonic - Straight Beam)	1/4 ~1/3 지름	볼트
	0.125	구멍의 균열
와전류 검사 (Eddy Current Surface)	0.0625	구멍의 균열
	0.125	구멍이 아닌 곳

#### 4.2 적합성 입증을 위한 손상허용 설계의 평가방법

적합성 검증을 위한 손상허용설계의 평가는 상기 4.1.2항의 각 설계과정에서 수행된다. 손상허용 평가 대상부위는 AC 25.571-1에 정리되어 있으며, 그 선정 개수는 항공기의 안전을 보장할 수 있는 정도가 되어야 한다. 민간 항공기의 손상허용 평가 시 일반적으로 초기에 고려해야하는 구조 요소의 수는 대략 150개 정도이나, 평가도중에 구조물의 유사성에 의해서 감소시킬 수 있으며, 선진 항공업체에서 개발되는 민간항공기의 경우 약 90개 부위에 대한 균열성장과 잔류강도의 보고서가 작성된다. 이 숫자는 항공기 종류에 따라 차이가 나며, 크기에 대해서는 별 차이가 없다. 손상허용성의 평가는 반복하중에 의한 피로와 관련하여, 다음과 같이 3가지 분야로 수행되어야 한다.

- 운항경로와 이에 따른 하중스펙트럼에 근거한 균열진전(Crack Growth) 형태 해석 검토
  - : 균열이 탐지 가능한 크기로부터 임계치에 도달할 때까지의 비행횟수 또는 비행시간 산출자료
- 주요 구조에 대한 잔류강도 해석 검토
  - : 주요 부위별 균열의 형태, 진행률, 잔류강도 등에 따른 구조적 안전성 평가
- 항공기 검사 프로그램 검토
  - : 항공기 검사 프로그램이 용이하게 손상을 발견할 수 있는지, 검사 주기가 적절한지, 항공기 기체 구조물의 계속 감항성 유지에 적절할지를 평가.

### 참고 문헌

- (1) FAR Part 25-Airworthiness Standards : Transport Category Airplane §25.571, FAA (Amendment 25-45 Effective Date 12/01/78)
- (2) Advisory Circular AC 25.571-1C, "Fatigue Evaluation, Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure," FAA, April 29, 1998.
- (3) Advisory Circular AC 120.73, "Damage Tolerance Assessment of Repairs to Pressurized Fuselages," FAA, Dec. 14, 2000.
- (4) FAA Self Study Course, "Damage Tolerance Technology," FAA, Dec. 1996.
- (5) ----, "항공기의 계속감항성 유지체제 연구", 과학기술부, 1998. 12.
- (6) ----, "감항성 분석 및 형식증명 절차개발", 과학기술부, 1991. 9.
- (7) ----, "항공기 인증 방안 연구(I)", 한국항공우주연구원, 1991. 9.