

## 틸트 로터형 무인항공기의 손상허용 설계

박영철\*, 임종빈\*, 박정선\*\*

### Damage Tolerant Design for the Tilt Rotor UAV

Young Chul Park\*, Jong Bin Im\* and Jung Sun Park\*\*

#### ABSTRACT

The Damage Tolerant Design is developed to help alleviate structural failure and cracking problems in aerospace structures. Recently, the Damage Tolerant Design is required and recommended for most of aircraft design. In this paper, the damage tolerant design is applied to tilt rotor UAV. First of all, the fatigue load spectrum for the tilt rotor UAV is developed and fatigue analysis is performed for the flaperon joint which has FCL (fatigue critical location). Tilt rotor UAV has two modes: helicopter mode when UAV is taking off and landing; fixed wing mode when the tilt rotor UAV is cruising. To make fatigue load spectrum, FELIX is used for helicopter mode. TWIST is used for fixed wing mode. Fatigue analysis of flaperon joint is performed using fatigue load spectrum. E-N curve approach is used for picking crack initiation point. The LEFM(Linear Elastic Fracture Method) is considered for analyzing crack growth or propagation. Finally, including the crack initiation and propagation, the fatigue life is evaluated. Therefore the Damage Tolerant Design can be done.

Key Words: Tilt Rotor UAV(틸트 로터 무인항공기), Fatigue Load Spectrum(피로하중 스펙트럼), Fatigue Analysis(피로해석), Stress-Life(응력-수명), Strain-Life(변형률-수명), LEFM(선형 탄성 파괴 역학), Damage Tolerant Design (손상허용 설계)

#### 1. 서 론

항공 기술이 발전함에 따라 고성능화와 경제성을 높이기 위한 항공기 구조의 경량화가 급속

히 추진되었다. 그리고 1954년 Comet 기 등의 사고가 피로수명의 원인으로 밝혀짐에 따라 피로수명에 기반을 둔 파손-안전 설계(Fail-Safe Design) 기법이 대두되기 시작했다. 하지만 1977년 B707기 사고의 발생은 피로해석에 기반을 둔 균열성장 해석이 항공기 설계에 요구되게 하였다. 이러한 경향에 따라 손상허용 설계는 초기의 안전수명 설계(Safe-Life Design) 그리고 파손-안전 설계(Fail-Safe Design)를 통해서도 해결되지

† 200 년 월 일 접수 ~ 200 년 월 일 심사완료

\* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

\*\* 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, jungsun@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 한국항공대학교

못했던 항공기 구조의 안전성을 확보하고자 요구되는 가장 최근의 설계 기법이다. 손상허용 설계를 위해서는 먼저 파손-안전설계를 기반으로 복합 하중 경로 구조에서 1차 하중경로 부재가 파손되더라도 2차 하중 경로 부재가 내부응력을 감당 할 수 있도록 하여 부분적 파손에서도 안전을 보장해야 한다. 또한 최종파단의 지점인 임계 균열크기까지 성장하기 전에 크랙(crack)이 검출 될 수 있도록 저속 균열성장의 구조형태를 충족해야 한다. 이는 크랙(crack)의 초기 발생과 성장과정을 예측할 수 있어야 함을 요구하고 이러한 예측을 통해서 검사주기의 결정과 최종적으로 피로 수명을 추정한다.

먼저 피로해석을 위한 피로 하중 스펙트럼 작성은 정확한 피로 수명 예측을 위한 중요한 단계이며 정확한 하중 스펙트럼이 작성되어야 피로해석을 통한 신뢰할 수 있는 수명을 예측할 수 있다.

틸트 로터 무인항공기의 기동은 회전익 상태로 이륙 후 천이 과정을 거쳐 고정익 상태로 임무 수행, 그리고 다시 천이과정을 통해 회전익 상태로 복귀하게 된다. 따라서 본 연구에서는 틸트 로터 무인항공기의 피로 하중 스펙트럼 작성을 위해 회전익과 고정익에 대한 각각의 스펙트럼 산출 후 이를 하나의 완성된 비행 스펙트럼으로 생성하였다. 스마트 무인기의 회전익 상태에 대해서는 헬리콥터의 피로하중 스펙트럼 생성 프로그램인 FELIX/28을 적용하였으며, 고정익 상태에 대해서는 돌풍을 고려한 운송비행기의 피로하중 스펙트럼 생성 프로그램인 TWIST를 이용하여 하중 스펙트럼을 산출하였다 [1-2]. 또한 실험의 용이함과 해석 시간의 단축 및 피로 해석 시에 Miner rule를 적용하기 위하여 Rainflow counting 을 이용해 축약 피로하중 스펙트럼을 생성하였다[3-4]. 이러한 과정을 통해 생성된 피로하중 스펙트럼을 이용하여 무인항공기 날개의 플래퍼론 연결부에 대해서 S-N curve 방법을 통해 개략적 피로해석을 수행하였다[5-6]. 마지막으로 손상허용 설계를 위해서는 시편에 대해서 피로수명 뿐만 아니라 크랙의 초기설정

과 전파과정을 예측 할 수 있어야 한다. 이를 위해서 E-N curve를 통한 초기 크랙 설정과 LEFM (Linear Elastic Fracture Mechanics) 방법을 이용한 크랙 확산에 대하여 각각 분석하였다[7-9].

## 2. 피로 하중 스펙트럼 생성

### 2.1 회전 및 고정익 피로하중 스펙트럼 생성 프로그램

#### 2.1.1 FELIX/28

FELIX는 무인지 로터 블레이드를 해석하는 기본 알고리즘으로 헬리콥터 설계 시 널리 사용되어지고 있는 프로그램이다. FELIX/28은 전체 FELIX 표준 하중의 축약된 형태이며, 응력 진폭이 28 FELIX UNIT 미만의 낮은 하중을 FELIX에서 제거한 것이다. FELIX는 고정형 또는 반강체형 로터의 피로수명을 측정하기 위해 사용하는 피로하중 생성 알고리즘이다. FELIX에서 측정된 응력은 로터의 최대 인장력이 작용하는 플래핑(Flapping) 방향 최대 굽힘 모멘트 위치에서의 측정값이다. FELIX 하중은 33단계로 구분되며 이는 측정된 값 중 최대값을 100으로 정하여 무 차원화한 값이다[1]. 스마트 무인항공기의 경우 FELIX/28에서 이륙과 착륙 부분에 대한 스펙트럼만이 필요하다. 모든 임무의 경우 이륙과 착륙의 기동 segment 는 같게 배열되어 있고 하중 점 수 또한 같다. 비행길이 역시 단거리, 중거리 그리고 장거리에 관계없이 같은 형태이므로 본 연구에서는 기본 임무인 단거리 훈련 비행의 sequence of felix manoeuvres training 테이블을 바탕으로 하중 스펙트럼을 생성하였다.

#### 2.1.2 TWIST

TWIST는 Transport WIng SStandard 하중 스펙트럼으로 수송기에 대한 전반적인 실험 자료를 바탕으로 만들어진 고정익항공기 하중 스펙트럼을 위한 프로그램이다. 이 프로그램은 실험을 통해 날개 뿌리 부분의 굽힘 모멘트와 관계가 있는 하중 스펙트럼들을 여러 항공기 형태에 대해서 구한 후 표준화 한 것이다. 스펙트럼 생성을

위해 모든 스펙트럼들은 운송 항공기에 대한 “설계 수명”의 평균인 40,000 비행을 바탕으로 축약되었다. 더욱이 모든 하중들은 1-g 순항 시대가 교란되지 않은 비행 상태의 하중으로 나누어서 무 차원화된 형태로 나타내었다. 따라서 하중 크기는  $S/S_{mflight}$  와 같이 표현할 수 있다. 여기서 S 는 응력을 나타내고  $S_{mflight}$  는 비행에서의 평균 응력이다. 각 스펙트럼들은 유사한 형태를 보이므로 이에 평균값으로 표준화된 하중 스펙트럼을 얻는다[2].

곡선으로 나타난 연속적인 하중 스펙트럼을 실험에 적용하기 위해서는 먼저 하중 진폭에 대한 수를 제한하여야 한다. 그렇기 위해서 연속적인 곡선을 단계화된 형태로 변환하게 된다. 결과적으로 그러한 제한은 피로 기계의 하중 컨트롤 시스템을 상당히 단순화 할 수 있다.

연속된 스펙트럼을 여러 단계로 표현하기 위해서는 먼저 가장 큰 진폭의 크기와 가장 작은 진폭의 크기를 결정해야만 한다. 그리고 이 두 진폭 사이에 10 가지 다른 돌풍하중 형태가 분산되도록 한다. Fig. 1 은 위의 조건에 따라 구성된 단계화된 하중 스펙트럼이다.

한편 40,000 비행에 대한 표준화된 하중 스펙트럼을 일정한 ‘비행 블록’으로 나누는 방법이 요구된다. 이는 40,000 비행에서 가장 높은 하중인 레벨 I 이 10 번 발생하므로 4,000 비행씩 10 개의 ‘비행 블록’으로 나누어 정의한다. 또한, 항공기는 대기의 영향에 따라 다양한 비행 상태를 보이게 된다. 따라서 비행 대 비행 시험에서 비

행 형태들은 다양한 그리고 다른 하중 강도를 갖는 ‘비행 타입’으로 정의 되어야 한다. 이러한 요구에 의해 10가지 다른 비행 타입이 정의되었고 이는 비행 타입 A부터 J까지 알파벳으로 나타내었다. 타입 A는 하중레벨 I 이 한번 발생하는 가장 강한 비행이며 비행 타입 J는 가장 낮은 진폭을 가진 돌풍하중(레벨 X)만이 포함된다. TWIST는 이러한 타입별 비행을 요구한 비행 횟수만큼 배열하여 하중 스펙트럼을 작성한다.

2.1.3 Rainflow Counting

가변하중이력을 받는 부재의 수명을 예측하기 위하여 복합된 하중이력을 유용한 일정 진폭시험데이터와 비교할 수 있는 몇 개의 단순화된 하중이력으로 줄이는 것이 필요하다. 이러한 과정 즉, 복합하중이력을 몇 개의 일정진폭하중으로 줄이는 것을 사이클 집계(Cycle Counting)라 한다. 본 연구에서는 SAE에서 표준화된 레인 플로우 집계를 이용하였다 [3].

2.2 틸트 로터형 무인기의 피로하중 스펙트럼 산출

스마트 무인 항공기 표준임무의 기동 segment 를 작성한 후 FELIX/28 과 TWIST를 이용하여 하중 스펙트럼을 생성한다. 스마트 무인항공기의 경우 총 예상수명이 800 회 비행으로 설계되어 졌다. 본 연구에서는 200 회 비행을 한 수명블록으로 설정하여 피로 하중 스펙트럼을 생성 하였다. 블록하중을 구성하기 위하여 이, 착륙 하중 스펙트럼은 FELIX/28을 이용해 각각 200회를 생성하고 돌풍하중을 고려한 순항시의 하중 스펙트럼은 TWIST를 통해 200회 비행에 대한 하중 스펙트럼을 구현한다. 이 때 사용한 TWIST는 Emergency 기동이라 명명된 예상 비행시간 초과 개념을 도입하여 스마트 무인기에 맞도록 재구성된 프로그램이다.

FELIX/28 하중 스펙트럼과 TWIST 하중 스펙트럼은 FELIX/28에 의한 하중이 천이과정을 끝내고 순항되는 부분에 대한 평균 또는 착륙을 위해 천이 과정이 시작되는 부분에 대한 평균

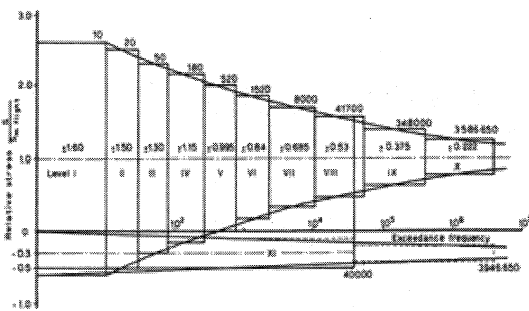


Fig. 1 Load step for 40,000 flights

하중을 기준으로 TWIST 하중 스펙트럼과 융화되어지도록 한다. 즉 TWIST에 의해 구해진 스펙트럼을  $g$ -level 1을 기준으로 나타낸 후, 앞에서 구한 평균 하중을 곱해 하중을 구한다. 이는  $S/S_{mflight}$  에 의해 무차원화 된 TWIST 하중 레벨에  $S_m$  값을 곱해  $S$  값이 구해짐을 나타낸다. 이와 같은 진행을 위해 먼저 FELIX/28 에서 forward flight 부분의 평균값을 구해보면 진폭의 양 끝 값은 각각 72와 24이고 하중 레벨로 전환시 이는 각각 2.571g 와 0.857g 가 된다. 따라서 평균값은 1.714 로 구해진다. 이 값 1.714를 1-g 기준으로 진동하는 TWIST 하중 레벨에 곱해 FELIX/28 하중 스펙트럼과 동기화시킨다.

**2.2.1 이륙**

FELIX/28 에 의해 구해진 1회 비행 시의 이륙 하중 스펙트럼을  $g$ -level unit 으로 나타내었다. 하중점 수는 379개이며 200번 비행이므로 총 75,800개가 포함된다.

**2.2.2 착륙**

FELIX/28 에 의해 구해진 1회 비행 시의 착륙 하중 스펙트럼을  $g$ -level unit 으로 나타내었다. 하중점 수는 332개이며 200번 비행이므로 총 66,400개가 될 것이다.

**2.2.3 순항**

한 수명블록을 200번 비행으로 결정하였으므로 순항에 대한 하중 스펙트럼은 TWIST를 이용하여 1번부터 200번까지의 비행을 나타낸다. 총 하중점 수는 44,460개이고 최대 D 타입부터 최소 J까지의 비행 타입을 갖는다.

**2.2.4 Emergency**

총 비행시간 300분에서 비상 상황에 대한 예비 시간은 30분이다. 이는 전체 비행시간의 약 10%를 차지하고 있다. 스마트 무인기 시나리오

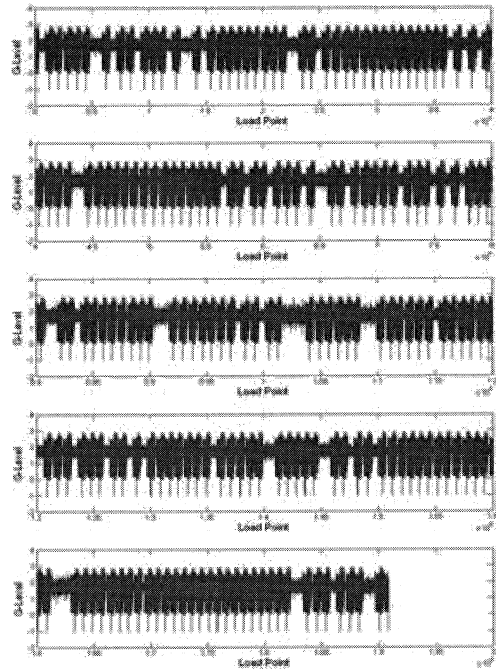


Fig.2 Load spectrum for 200 flights

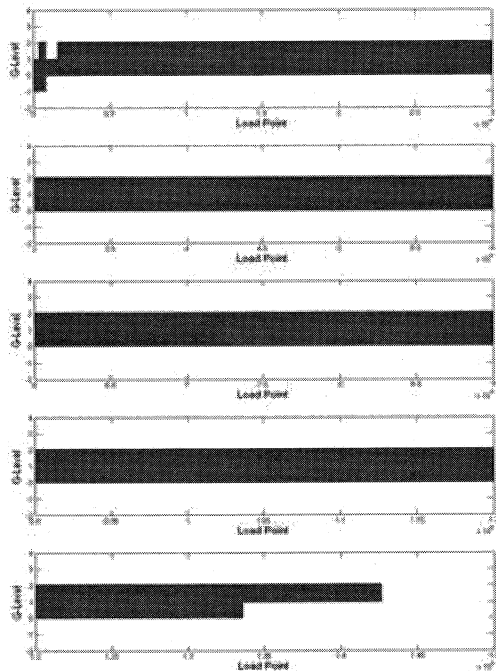


Fig.3 Load spectrum by Rainflow counting

중 비상상황이란 불가피한 상황으로 인한 비행의 연장시간을 의미한다. 따라서 각 비행타입에 이 10%의 추가 사이클을 포함하는 수정된 TWIST 폼을 사용한다. 이러한 경우 순항에 4,350개의 하중점이 추가된다.

## 2.25 총 하중 스펙트럼

한 수명블록 200번 비행에 대한 총 하중 스펙트럼은 Fig. 2에 나타나있으며 Fig. 3에서는 Rainflow counting을 통해서 재생성한 하중 스펙트럼을 보여준다. Fig. 2와 Fig. 3은 전체를 5등분한 그래프이다. 두 피로 하중스펙트럼은 회전익에 대한 이륙과 착륙, 고정익에 대한 순항과 Emergency 가 모두 포함되어있다. Fig. 2에서 사용된 총 하중점 수는 190,811개이고 Rainflow counting을 통해 축약된 Fig. 3에서의 사용된 총 하중점수는 142,652개로 48,159개의 하중점이 감소되었음을 알 수 있다.

## 3. S-N curve 를 통한 피로해석

### 3.1 High cycle 구조물의 피로해석

본 논문에서는 먼저 응력-수명 방법을 적용하여 피로해석을 수행하였다. 응력-수명방법은 작용 응력이 재료의 탄성 영역 내에 주로 있고, 그 결과로 인하여 수명이 긴 경우(high cycle)에 적용되는 기법으로써 응력의 진폭이 피로수명 계산에 사용된다. 이 방법은 작용변형률이 뚜렷한 소성성분을 갖고 이로 인하여 피로수명이 낮은 경우(low cycle)에서는 잘 적용되지 않는다.

일반적인 구조물의 피로해석 절차는 S-N curve 생성, 피로하중 스펙트럼 생성, 그리고 누적손상 해석 등의 크게 세 영역으로 구분할 수 있다.

### 3.2 구조물의 누적손상 해석

본 논문의 틸트 로터 무인항공기의 피로하중 스펙트럼 생성은 2.1장과 2.2장에서 자세히 설명하였다. 피로해석을 위해서는 대상 구조물의 정해석과 이를 바탕으로 피로하중 스펙트럼과 S-N curve를 이용하여 누적손상을 계산하여야 한다.

실험을 통해 구해진 S-N curve는 일반적으로 평균응력이 0인 조건하에 응력진폭에 따라 나타나는 수명이다. 이를 실제 구조물의 다양한 응력진폭을 갖는 하중 스펙트럼에 적용하기 위하여 평균응력을 고려한다. 본 연구에서는 다양한 평균응력 효과를 고려하는 방법 중에서 식(1)의 Goodman 식을 적용하였다.

Goodman(England, 1899) :

$$\frac{\sigma_a}{S_e} + \frac{\sigma_m}{S_u} = 1 \quad (1)$$

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2}, \quad \sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2}$$

여기서  $\sigma_a$ 는 응력진폭(stress amplitude),  $\sigma_m$ 은 평균응력(mean stress),  $S_u$ 는 재료의 인장강도(ultimate strength)를 나타낸다.  $S_e$ 는 교변응력(endurance stress)으로 구하고자 하는 값이다.

피로하중 스펙트럼의 각각의 하중 level에 해당하는 손상을 누적하기 위하여 다양한 누적손상 법칙이 사용되고 있다. 이 중에서 가장 기본적인 것인 널리 사용되고 있는 선형 마이너 법칙(liner Miner's rule)을 적용하였다.

$$\sum D_i = \frac{n_i}{N_i} \quad (2)$$

여기서  $n_i$ 는 각각의 응력 수준(stress level) 반복 횟수이고,  $N_i$ 는 각각 응력 수준에서의 수명으로써 S-N curve에서 구해진다.  $D$ 는 피로 손상을 나타내며  $\sum D_i = 1$ 일 때 구조물이 파괴된다[6].

### 3.3 무인항공기 플래퍼론 연결부의 피로해석

플래퍼론 연결부는 무인항공기의 날개와 플래퍼론을 연결해주는 구조로 날개 해석 시에 응력이 집중되는 위치 중 하나이다. 본 연구에서 틸트 로터 무인항공기의 왼쪽 날개를 모델링하였고 MSC/ NASTRAN을 이용하여 구조해석을 수행하였다.

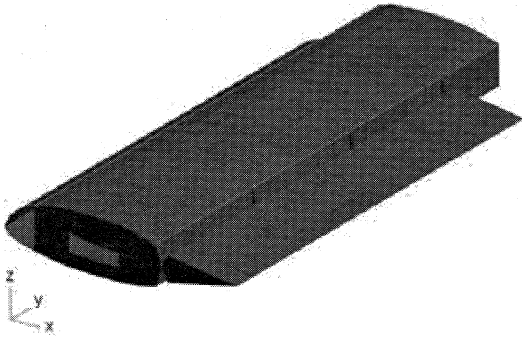


Fig. 4 UAV wing model

하중은 중력 가속도로 3g을 부여하였는데 이는 스마트 무인항공기의 설계 요구조건이다. 날개의 대부분 구조는 graphite/epoxy로 되어있으며, 플래퍼론 연결부는 알루미늄 6061-T6 재료로 되어있다. 알루미늄 6061-T6의 탄성계수( $E$ )는 69 GPa, poisson's ratio는 0.33, 인장강도(ultimate strength)는 310 MPa를 사용하였다. 무인 항공기의 유한 요소 모델이 Fig. 5에 나타나 있으며, 구조해석 결과 얻어진 플래퍼론 연결부의 응력은 224 MPa로 나타났다.

### 3.4 피로해석 결과

틸트 로터 무인항공기의 설계 수명은 5시간 800회 비행으로 총 4,000 시간으로 설정되어있다. 본 연구의 플래퍼론 연결부의 피로 해석 결과 Table 1 과 같이 설계 수명 사이클에서 누적 손상이 0.692로 나타났다.

Table 1 Fatigue analysis result

		Damage	Life (h)
Goodman	MSC/Fatigue	0.692	5,781

## 4. 크랙 초기발생 예측과 성장

### 4.1 크랙 초기 발생 예측 (Crack Initiation)

크랙 초기 발생의 예측은 e-N curve 를 이용하여 구할 수 있으며 이를 변형률 수명 관계식이

라 부른다. 앞서 S-N curve 와 마찬가지로 변형률-수명 관계는 log-log 좌표상에 나타낼 수 있으며 그 식은 다음과 같다.

$$\frac{\Delta \epsilon_p}{2} = \epsilon_f' (2N_f)^c \quad (3)$$

변형률-수명 관계식은 크게 탄성변형(elastic) 영역과 소성변형 (plastic) 영역 두 개의 구간이 존재하게 되는데 이는 식 (4)과 같이 나타나며 식(5)과 같이 변형률 반폭으로 나타낼 수 있다.

$$\epsilon = \epsilon_e + \epsilon_p \quad (4)$$

$$\frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{\Delta \epsilon_e}{2} + \frac{\Delta \epsilon_p}{2} \quad (5)$$

식(3)에 대한 형태로 탄성영역과 소성영역에 대한 항을 표현하여 식(5)에 대입하면 최종적으로 식(6)를 얻을 수 있다.

$$\frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{\sigma_f'}{E} (2N_f)^b + \epsilon_f' (2N_f)^c \quad (6)$$

변형률-수명 방법에서의 평균응력에 대한 고려는 대표적으로 S.W.T(Smith Watson Topper)와 Morrow 식 두 가지 방법이 있다. S.W.T 방법이 평균응력에 대한 효과를 더 크게 반영하며 인장에 대해 좀더 보수적인 성향을 보이므로 본 연구에서 채택하도록 한다. 따라서 식(6)를 S.W.T 방법으로 나타내면 다음과 같다.

$$\sigma_{\max} \frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{(\sigma_f')^2}{E} (2N_f)^{2b} + \sigma_f' \epsilon_f' (2N_f)^{b+c} \quad (7)$$

본 연구에서는 MSC.Fatigue를 사용하여 해석을 수행 하였으며 5,000시간의 수명 비행에 대한 총 285,304 cycles 의 수명 기간 동안 13,670 cycles 에서 크랙이 발생함을 결과로 얻어낼 수 있었다. 한편 크랙의 크기는 운용 항공기 손상허용 요구 조건 (MIL-A-83444)에 의거 Table 2 와 같이 나

Table 2 Define of initiation crack size

Category	Critical Detail	Initial Flaw Assumption
Slow crack growth and Fail Safe primary	Hole, Cutouts etc.	For $t < 0.05"$ , $0.05"$ through thickness flaw For $t > 0.05"$ , $0.05"$ radial corner flaw
	Others	For $t < 0.125"$ , $0.25"$ through thickness flaw For $t > 0.125"$ , $0.25"$ long surface flaw

타낼 수 있다. 이 테이블에 따라 초기 크랙 크기는 0.05 inch 로 가정한다.

4.2 LEFM 을 위한 하중스펙트럼

지금까지의 피로해석 과정에서 레인플로우 카운팅으로 하중 블록을 생성한 뒤 Miner 법칙 적용 시 각 블록별 손상의 합으로 수명을 평가하기에 하중블록의 순서와는 관계가 없다. 하지만 앞으로 진행할 LEFM에 의한 균열진전 해석에 있어서는 하중블록의 순서가 피로수명에 큰 영향을 끼치게 되므로 이에 따른 고려가 필요하게 된다.

하중블록의 구성순서는 다음의 다섯 가지 기본 형태가 가장 많이 쓰이고 있다. Low-High, High-Low, Low-High-Low, High-Low-High, Random Block sequence. 본 논문에서는 Low-High 와 High-Low 형태에 대해 하중 스펙트럼을 재구성 하였다. 여기서 Low-High 형태란 하중 스펙트럼의 블록 사이클 순서가 작은 하중부터 큰 하중 순서로 배열하는 것을 말하며 High-Low 는 그 반대의 경우다. 또한 Random 배열이라 볼 수 있는 레인 플로우 카운팅에 의한

Table 3 Load Block (Rainflow)

	Range	Mean	Cycles
Block 1	1.94	0.161E-01	200
Block 2	3.00	0.548	200
Block 3	0.968	0.500	400
Block 4	2.03	1.03	66008
Block 5	1.06	1.52	4518

Table 4 Load Block (Low-High)

	Range	Mean	Cycles
Block 3	0.968	0.500	400
Block 5	1.06	1.52	4518
Block 1	1.94	0.161E-01	200
Block 4	2.03	1.03	66008
Block 2	3.00	0.548	200

Table 5 Load Block (High-Low)

	Range	Mean	Cycles
Block 2	3.00	0.548	200
Block 4	2.03	1.03	66008
Block 1	1.94	0.161E-01	200
Block 5	1.06	1.52	4518
Block 3	0.968	0.500	400

하중 스펙트럼 배열로의 해석을 병행하여 비교 분석 한다.

먼저 하중 스펙트럼의 재배열을 위해 앞서 레인 플로우 카운팅에 의해 생성된 하중스펙트럼을 살펴보면 Table 3 과 같이 5가지 블록으로 구성될 수 있다. Low-High 블록의 재 배열순서는 먼저 Range 크기가 작고 Mean이 작은 순서대로 배열하도록 한다. 따라서 새로운 하중 블록순서는 Table 4 와 같다. 한편 High-Low 블록의 배열 순서는 그 반대와 같고 Table 5 에 나타나있다.

4.3 균열 전파 (Crack propagation)

균열 전파과정에 대한 연구는 선형탄성 파괴역학(LEFM)에 기초를 두고 진행되었다. 피로수명의 대부분은 균열전파가 차지하기에 피로균열 성장분석이 중요시된다.

균열성장은 크게 3가지 모드로 구분할 수 있다. (Fig. 5) 주응력이 균열 면에 수직으로 작용하는 Mode I 은 개구형으로써 균열이 열리는 경향을 보인다. Mode II 는 면내전단 힘에 대응하며 한 균열 면이 다른 면에 대해 미끄러지는 경향 이다. Mode III 는 면외 전단으로 찢어지는 경향을 보인다. 균열이 있는 구조물은 이 세 가지 모드 중에서 하나 또는 두세 개 모드가 결합된 하중을 받는다. 하지만 선형 파괴 역학에 있어서 피로 균열은 거시적으로 Mode I 상태에서

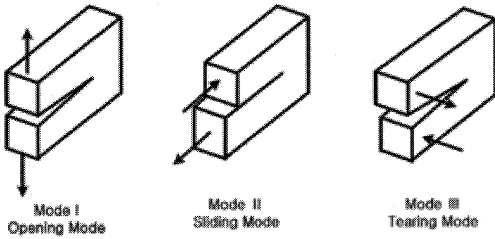


Fig. 5 Load shape in crack growth

전진 하게 되므로 일반적으로 Mode I 에 대한 바탕으로 해석이 진행되었다.

Mode I 에 대한 응력확대 계수  $K$ (stress intensity factor) 는 간단히 식 (8) 와 같이 나타낼 수 있다.

$$K_I = f(g)\sigma \sqrt{\pi a} \tag{8}$$

위 식에서  $a$ 는 균열길이이고  $f(g)$ 값은 시편과 균열의 기하학적인 형상에 의존하는 보정계수이다. 보정계수는 크게 세 가지 방법으로 구할 수 있는데 핸드북 이용, 중첩법(합성기술, 반복법, 가중합수법) 그리고 수치해석법(유한요소법, 상용프로그램)이 있다. 본 논문에서는 MSC. Fatigue를 이용 유한요소법으로부터 계산하였다.

피로균열 성장 거동은 피로균열 성장 속도 (Fatigue Crack Growth rate)인  $da/dN$ 를 응력 확대

계수 범위(Stress Intensity Factor Range)인  $\Delta K$ 의 함수로서 Fig.6 에 묘사되어있다. 피로균열 성장 곡선은 세 가지 영역으로 구분하여 나타낼 수 있다. 먼저 영역1은 하한계 영향(threshold effect)과 관계있는 구간으로 하한계값을 구하면 낮은 응력으로 많은 반복수의 하중을 받는 구조에 이용될 수 있다. 영역2는 대부분의 균열 성장 거동에 해당되는 구간으로써 선형성을 갖는다. 이 구간에서의 추세 곡선식으로써 Paris의 식(9)이 가장 많이 이용된다.

$$da/dN = C(\Delta K)^m \tag{9}$$

여기서  $C$ 는 Paris law 상수 이며  $m$ 은 재료 상수으로써 곡선에서의 기울기에 해당된다. 영역3은  $K_{max}$  가 파괴인성  $K_c$  값에 근접해가는 구간으로써 정적인 파괴 형태가 피로특성과 함께 나타나는 구간이다. 이때는 하중비의 영향이 크게 되며 비선형성을 나타내게 된다. 따라서 Paris 의 식은 균열성장수명이 과대평가될 우려가 있으므로 이러한 문제점을 해결하고자 Forman 식(10)을 사용한다.

$$da/dN = \frac{C(\Delta K)^m}{(1-R) K_c - \Delta K} \tag{10}$$

여기서  $R$ 은 하중비,  $K_c$ 는 파괴인성이다.

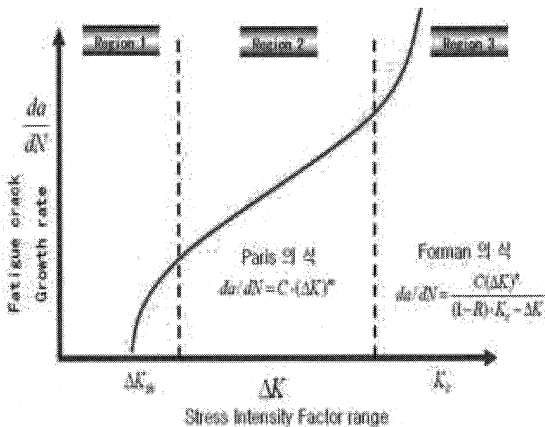


Fig. 6  $da/dN$  curve

#### 4.4 플랩퍼론에서의 균열 전파

스마트 무인기의 F.C.L. (Fatigue Critical Location)의 하나인 플랩퍼론 연결부위에 대해서 균열전파 해석을 수행하였다. 연결부위에 대한 재료는 7075-T6 로 가정하였으며 이에 대한 균열 성장 그래프는 Fig.7 과 같다. 균열전파에 대해서는 0.05 inch 균열이 두께 방향 관통 균열인 0.6 inch를 초과 할 때까지를 계산하였다. 결과적으로 하중 스펙트럼이 기존의 Rainflow counting 순서일 때 410,600 cycles, Low-High 인 경우에는 427,751 cycles, High-Low 인 경우에는 427,951 cycles 의 예상 파단 사이클이 결정된다. 한편 초



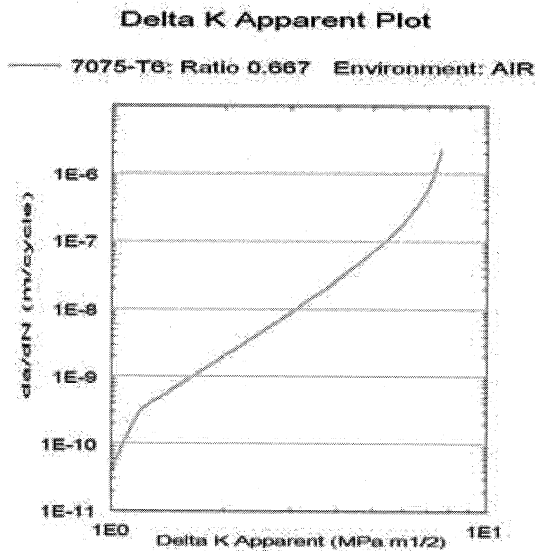


Fig. 7 7075-T6 da/dN curve

기 균열 발생 사이클이 13,670 cycle 이므로 예상 수명은 이를 합한 값이 될 것이다. 결과에 대한 정리를 Table 6 에 나타내었고 각각 424,270 cycle, 441,421 cycle 그리고 441,621 cycle 이 예상 수명 사이클이다.

Table 6 Result for Crack initiation and Growth

Method	Life Estimation		
	Radom	Low-High	High-Low
Total (Cycles)	424,270	441,421	441,621
Time (h)	7,435	7,736	7,739

## 5. 결 론

본 연구에서는 틸트 로터 무인항공기의 피로 하중 스펙트럼을 헬리콥터의 피로하중 스펙트럼 생성 프로그램인 FELIX/28과 고정익 피로하중 스펙트럼 생성 프로그램인 TWIST를 이용하여 생성하였다. 또한, 손상허용 설계의 기반으로써 생성된 피로하중 스펙트럼을 이용하여 무인항공기 날개의 플래퍼론 연결부에 대한 피로해석을

수행하였다. 첫 번째로, 재료의 실험 S-N 데이터를 통한 피로해석 방법을 상용 툴을 이용하여 개략적 수명을 산출해 내었다. 둘째로, 균열 초기 발생의 순간을 알아내기 위해 e-N curve approach를 사용하였으며 초기 크기는 군용 항공기 손상허용 요구조건에 의해 가정하였다. 셋째로, 균열 진행과정을 알아내기 위해 LEFM을 적용하여 상용 프로그램을 통해 해석 하였다. 이때의 하중블록 순서는 Rainflow counting에 의한 Random, Low-High 그리고 High-Low를 사용하였으며 세 경우 모두 결과적으로 만족스러운 수명을 얻어내었다. 각 하중블록 순서에 의한 수명은 큰 차이를 보이고 있지 않은데 이는 하중 블록들의 하중영향 정도의 차이가 크지 않기 때문이다. 본 논문에서는 최소 수명인 7,435 싸이클에 기반을 두고 항공기를 설계하여야 함을 제시할 수 있겠다. 또한 이러한 과정들과 결과는 손상허용설계의 기반으로 정비주기와 수명 연장에 적용될 수 있으며 결국 보다 안전한 틸트 로터형 항공기 설계에 기초가 될 수 있겠다.

## 후 기

본 연구는 스마트 무인기 기술 개발과 한국형 헬기 개발 사업의 지원으로 이루어졌으며, 이에 감사드립니다.

## 참고문헌

- [1] Edwards, P. R. and Darts, 1984, Standardized Fatigue Loading Sequence for Helicopter Rotors (Helix and Felix), NLR TR 84043 U, Part 1 and 2.
- [2] Jonge, J. B., SCHUTZ, D., LOWAK, H. and SCHIJVE, 1973, Standardized Load Sequence for Flight Simulation Tests on Transport Aircraft Wing Structures, NLR TR 73029 U.
- [3] Richard, C. R., 1997, SAE Fatigue Design

- Handbook, Third edition SAE.
- [4] Miner, M. A., 1945, Cumulative Damage in Fatigue, 12:A159-A164.
- [5] Bannantine, J. A., 1989, A Variable Amplitude Multiaxial Fatigue Life Prediction Method, Fracture Control Program Report No.151.
- [6] Bannantine, J. A., Comer, J. J. and Handrock, J. L., 1990, Fundamentals of Metal Fatigue Analysis, Prentice Hall.
- [7] Julie A. Bannantine, Jess J. Comer and James L. Handrock, January, 1984, Fundamentals of Metal Fatigue Analysis.
- [8] S.Y. Yoo, D.Y. Hwang, Y.G. Choi, J.M. Ha and J.H. Kwon, 1994, Fatigue Life Evaluation for Durability and Damage Tolerance in Aircraft Structure Design.
- [9] Handbook for Damage Tolerant Design, U.S. Air Force.