

# 손상누적모델의 비교를 통한 플래퍼론 연결부의 피로수명 예측

박태영\* · 박정선\*\*

## Comparison of Cumulative Damage Models by predicting Fatigue lives of Aircraft Flaperon Joint

Tae-Young Park\* · Jung-Sun Park\*

### ABSTRACT

This paper deals with the lifetime prediction of Aircraft Flaperon Joint made of AISI 4130 steel. Reviews are performed on the published damage models at first. And three different damage models are used for predicting the fatigue life of the structure subjected to variable amplitude fatigue loading. These models require no increase in complexity of use, nor do they require additional material property or mission loading information to achieve the improved accuracy. Finally a comparison among the fatigue results is performed. It is observed that the Miner's rule could predict longer life than other cumulative damage models which take into account loads below the endurance limit.

Key Words: Cumulative Damage Rules(누적손상법칙), Fatigue Life Predictions(피로수명예측)  
Fatigue Damage Accumulation(피로손상누적), Stress-Life(응력-수명)

### 1. 서 론

#### 기 호 설 명

$D$  : 손상 지수  
 $D_f$  : 파단시의 손상 지수  
 $f$  : 진동수  
 $T$  : 온도  
 $M$  : 습도  
 $n$  : 피로주기  
 $N_f$  : 피로수명  
 $\sigma$  : 응력  
 $m$  : log-log 선도에서의 기울기  
 $S_l$  : 내구한도  
 $N_l$  : 내구한도에서의 피로수명

기계장치 및 구조물은 사용기간 동안 일정진폭하중 만큼이나 가변진폭하중 또는 랜덤하중상태에 놓이게 된다. 따라서 그에 대한 피로현상을 규명하기 위해 현재까지 많은 연구가 진행되었다. 일정진폭응력에 대한 피로현상보다 난해한 다중응력수준에 대한 피로수명 예측 방법은 크게 손상누적모델 방법, 비 손상누적모델 방법 및 수치해석적인 접근방법 등으로 나누어지며, 손상누적모델 방법은 피로주기와 재료 성질에 따른 변수로 정의되는 데미지 모델로 분류될 수 있다.

1924년 Palmgren<sup>(1)</sup>은 ‘선형 손상법칙’으로 알려져 있는 선형 데미지 손상누적모델의 컨셉을 제안하였으며, Miner<sup>(2)</sup>가 1945년에 최초로 수리적 형식을 갖춘 모델을 발표하였다. 그 이

\* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

\*\* 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

E-mail : Jungsun@kau.ac.kr

TEL : (02) 300-0283 FAX : (02)3158-3189

후로 누적피로손상에 대한 관심이 점차적으로 증가되었으며, 그 결과 매년 많은 관련 연구 논문들이 발표되면서 다양한 피로손상모델이 개발되었다.

본 연구에서는 항공기의 F.C.L(Fatigue Critical Location) 부품 중 하나인 플래퍼론 연결부에 대하여 응력-수명 방법을 기반으로 한 몇 가지 손상누적모델에 따른 피로수명을 예측하고, 그 결과를 비교하였다. 손상누적모델은 응력-수명 데이터에 적용 가능한 선형 손상모델 및 비선형 손상 모델이 사용되었으며, 피로해석 시에는 소형 항공기의 기동 특성을 표현한 피로 하중 스펙트럼이 사용되었다.

## 2. 누적손상법칙

### 2.1 손상법칙의 기초

물질의 피로손상은 피로주기, 응력진폭, 진동수, 온도, 수분함량 및 기하학적 형상 등에 좌우된다. 따라서 식 (1)과 같은 함수 형태로 나타낼 수 있다.

$$D = F(n, \sigma, f, T, M \dots) \quad (1)$$

일정한 진동수와 환경조건을 가정할 경우 식 (1)은 다음과 같이 줄어들게 된다.

$$D = F(n, \sigma) \quad (2)$$

S-N 선도에서 피로수명은 응력수준의 함수로 나타낼 수 있으므로 식 (2)는 다음과 같은 식으로 나타낼 수 있다.

$$D = F(n, N_f) \quad (3)$$

손상함수는 피로주기에 대해 단순증가 함수로 나타내어져야 하며, 초기손상이 없을 때 다음과 같은 초기 및 최종조건을 만족하여야 한다.

일정한 하중조건에 대하여,

$$\text{초기조건 : } D = 0 \text{ at } n = 0$$

$$\text{과단조건 : } D = D_f \text{ at } n = N_f \quad (4)$$

연속하중에 대하여

$$\text{초기조건 : } D = 0 \text{ at } n = 0$$

$$\text{과단조건 : } D = \sum_{i=1}^n \Delta D_i = D_f \quad (5)$$

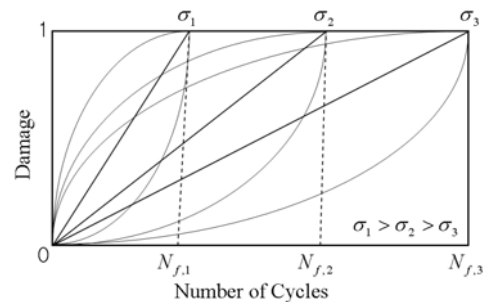


Fig. 1 Damage as a function of number of cycles for different stress levels

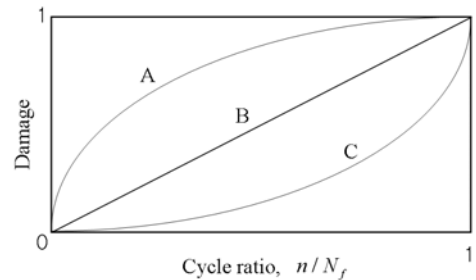


Fig. 2 Damage as a function of cycle ratio and damage trends

여기서,  $D_f$ 는 과단시의 손상기준으로 주로 1로 정의된다.  $\Delta D_i$ 는 응력수준  $\sigma_i$ 에서의 피로 하중 간에 누적되는 손상의 양이고,  $n$ 은 파괴가 일어날 때까지 반복되는 응력수준의 변화를 나타낸다.

이러한 조건을 고려하여 식 (3)을 도식화하면 Fig. 1과 같으며, 각 하중수위에서의 피로수명으로 정규화(normalization)시키면, Fig. 2와

같이 나타낼 수 있다. 그리고 이를 식으로 표현하면 다음과 같다.

$$D = F(n, N_f) = f(n/N_f) \quad (6)$$

Fig. 2에서 경향 A는 피로주기의 초기에 급격한 손상이 발생함을 나타낸다. 경향 B는 피로수명에 대한 피로주기의 비에 따라 균일하게 손상이 증가하며, 하중수준과는 무관함을 표현한다. 경향 C는 피로주기의 초기에는 거의 손상을 입지 않으나, 피로주기의 마지막 단계에서 급격한 손상이 발생하여 파단에 이르게 됨을 나타낸다.

## 2.2 손상법칙의 분류

1920년대에서 1930년대 사이에 피로손상모델의 초기 컨셉이 발표되었다. Palmgren<sup>(1)</sup>은 1924년에 최초로 피로손상의 선형합계에 대한 발상을 소개하였다. 그리고 French<sup>(3)</sup>는 1933년에 내구한도에서의 과대하중효과에 대한 실험 결과를 최초로 발표하였으며, 뒤이어 Kommers<sup>(4)</sup>가 1938년에 손상 측정 시 내구한도를 수정하는 방법을 제안하였다. 1937년 Langer<sup>(5)</sup>는 최초로 피로손상과정을 균열 생성단계와 균열 진전단계로 구분하는 방법을 제시하였으며 각 단계에 대해 선형법칙이 사용되었다. 지금까지 언급한 초기의 세 가지 컨셉(선형 합산, 내구한도 저하 및 2단계 손상법칙)은 실험적 누적 손상 법칙의 기초가 되었다. 이들 세 가지 초기 컨셉을 기초로 하여 만들어진 손상법칙들은 손상곡선 접근법(damage curve approach), 내구한도 기반 접근법, 응력-수명곡선 수정 접근법, 2단계 손상 접근법 그리고 균열 진전 기반 접근법의 다섯 가지 성격의 그룹으로 구분될 수 있다.

### 2.2.1 Palmgren-Miner 이론

1924년에 Palmgren<sup>(1)</sup>이 제안한 ‘선형 손상법칙’을 기초로 하여 Miner<sup>(2)</sup>는 1945년 최초로 다음과 같은 수리적 형식을 갖춘 선형 손상누적 모델을 발표하였다.

$$D = \Sigma(n_i/N_{fi}) \quad (7)$$

여기서 D는 손상 지수를 의미하며,  $n_i$ 와  $N_{fi}$ 는 각각  $i$ 번째 일정진폭 하중 레벨에서 가해진 피로주기와 피로수명을 나타낸다. 선형 손상누적모델에서는 기본적으로 사이클 당 일정 일을, 파단 시 특정한 양의 일을 흡수한다는 가정 하에 손상을 사이클 비로 측정하게 된다. 하중 수준에 무관하기 때문에 load sequence 및 load interaction 효과를 반영하지 못하는 점이 선형 손상법칙의 가장 큰 약점이다. 하지만 간단한 형태로 적용이 쉽고 보수적인 결과를 보여주는 동시에 실험 상수가 필요하지 않은 이유로 현재까지도 대부분의 피로수명 예측에 사용되고 있다.

### 2.2.2 Marco-Starkey 이론

선형 손상법칙과 관련된 약점들을 보완하기 위하여 Richart와 Newmark<sup>(6)</sup>는 1948년에 손상곡선(Damage Curve)을 소개하였으며, 그 이후 load

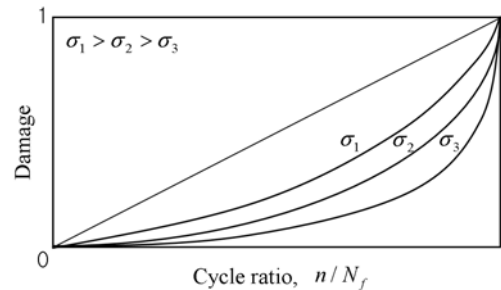


Fig. 3 Schematic representation of damage vs cycle ratio for the Marco-Starkey Theory<sup>(7)</sup>

sequence에 따른 실험 결과를 토대로 Marco와 Starkey<sup>(7)</sup>가 1945년에 최초의 비선형 손상법칙을 발표하였다.

$$D = \Sigma(n_i/N_{fi})^{x_i} \quad (8)$$

여기서,  $x_i$ 는  $i$ 번째 응력 수준에 따른 변수

를 말하며 Fig.3에서 응력 수준에 대한 손상 곡선의 경향을 나타내었다.

### 2.2.3 내구한도 저하 기반의 손상 이론

한편, 응력에 의해 저하되는 내구한도에 대한 컨셉은 이후의 누적 피로 손상 연구에 중대한 영향을 주었다. Kommers<sup>(8)</sup>와 Bennett<sup>(9)</sup>는 2단계 하중 수준을 사용하여 응력에 의한 내구한도의 변화에 대하여 연구하였다. 그들의 실험 결과는 내구 한도가 손상 측정에 사용될 수 있음을 보여주었으나 내구 한도와 수명의 관계를 이끌어 내지 못했다. 1955년에 Henry<sup>(10)</sup>, 이후 Gatts<sup>(11,12)</sup>와 Bluhm<sup>(13)</sup>이 관계를 추론하였다. 내구한도 저하 기반의 모든 손상 모델은 비선형이며, load sequence 효과를 반영한다. 또한, 이중 몇 가지 모델은 재료의 순간적 내구한도를 예측하는 데에도 사용될 수 있다. 그러나 내구한도 저하 기반의 손상 이론 역시 load interaction 효과는 고려하지 못했다.

### 2.2.4 Load interaction을 고려한 손상 이론

Load interaction 효과를 고려한 초기 손상 이론에는 Corten-Dolon<sup>(14)</sup> 모델과 Freudenthal-Heller<sup>(15,16)</sup> 모델이 있다. 이들 두가지 이론 모두 응력-수명 선도의 수정에 기반한 모델이며, 응력-수명곡선의 기준점에서 단순히 응력-수명곡선을 시계 방향으로 회전시키는 방법을 사용한다.

### 2.2.5 이중 선형 손상법칙

Manson<sup>(17,18)</sup>은 피로손상과정을 균열 생성단계와 균열 진전단계로 구분하는 방법에 기반하여 이중 선형 손상법칙을 제안하였다.

## 3. 이론적 배경

지금까지 손상누적 계산에서 주로 사용되는 Miner rule 및 그 외의 누적 피로손상모델을 소개하였다. 본 연구에서는 응력-수명곡선 수정 접근법을 사용하여 손상누적모델 간의 비교를

시도하였다. 응력-수명곡선 수정 접근법에서는 내구한도 이하의 작은 응력진폭이 피로수명에 미치는 영향이 고려된다. 이러한 접근법의 종류에는 Modified Miner, Haibach<sup>(19)</sup>, 그리고 앞에서 언급되었던 Corten-Dolan<sup>(14)</sup> 방법이 있다.

### 2.3.1 Modified Miner 방법

Modified Miner 방법은 내구한도 이하에서 기존의 응력-수명곡선과 같은 기울기를 가지며, 내구한도의 0.1배 이하의 응력은 고려하지 않는다.

$$m' = m \quad \text{when } \sigma_i > 0.1 S_i \quad (9)$$

여기서,  $m$ 은 log-log 좌표에서 응력-수명곡선의 기울기를 말하며,  $S_i$ 은 내구한도를 뜻한다.

### 2.3.2 Haibach 방법

Haibach 방법은 S-N선도의 내구한도 이하에서 식 (17)과 같은 log-log 좌표상의 응력-수명곡선 기울기를 가지며, 철, 알루미늄 등의 재료에 있어서  $i=1$ , 주조 및 소결 공정을 거친 재료에 대해  $i=2$  값을 가진다.

$$m' = 2m - i \quad (10)$$

where,  $i=1$  for steel, aluminum

$i=2$  for cast and sintered materials

Fig. 4에 응력-수명곡선 수정 접근법들을 도식화하였다. 여기서, knee-point란 응력-수명선도에서 급격한 기울기의 변화가 생기는 점을 말하며, knee-point에서의 응력 진폭을 내구한도라고 한다. 앞서 언급한 바와 같이 Miner 법칙과 달리 피로수명 예측에 있어서 내구한도 이하의 응력진폭의 영향이 고려됨을 확인할 수 있다.

본 연구에서는 앞에서 살펴본 이론들 중 Miner, modified Miner, 및 Haibach 방법을 선택하여 손상누적모델 간의 비교를 시도하였다. 선택된 방법들은 응력-수명곡선 수정 접근법으로써

별도의 재료상수 없이 응력-수명실험 데이터만으로 사용 가능한 손상누적모델로써 쉽게 적용이 가능한 이점을 가지고 있기 때문에 피로수명 예측에 있어서 높은 활용성을 가지고 있다.

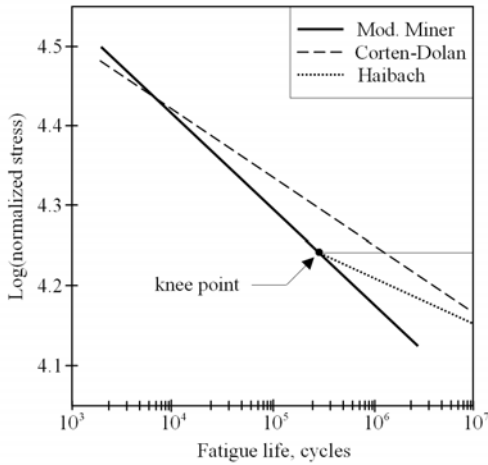


Fig. 4 Schematic representation of Modified S-N curves using different summation methods

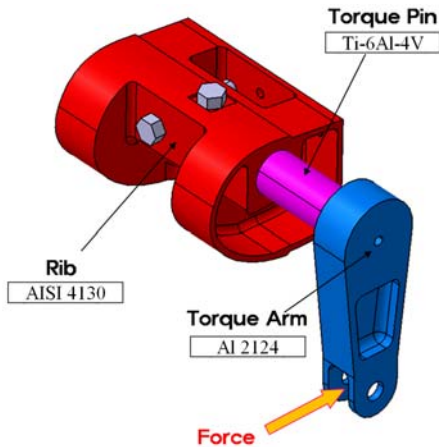


Fig. 5 Modeling of Flaperon joint

#### 4. 플래퍼론 연결부의 피로해석

##### 4.1 피로해석 모델

플래퍼론 연결부는 항공기의 날개와 플래퍼론을 연결해주는 구조물로 날개에서 응력이 집중되

는 위치 중 하나이므로 피로특성이 취약하기 때문에 피로해석을 통한 안정성 검증이 요구되어진다. 플래퍼론 연결부의 형상은 Fig. 5와 같으며, 재료는 AISI 4130 Steel, Al 2124와 Ti-6Al-4V로 구성되어 있다. 그리고 피로해석에 적용된 하중 스펙트럼을 Fig. 6에 나타내었다. 1회 비행에 대한 하중 스펙트럼을 나타내었으며, 하중 스펙트럼은 한 비행 당 최대 5시간의 비행시간을 갖도록 만들어졌다.

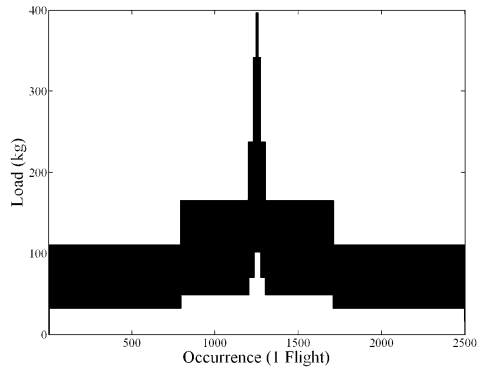


Fig. 6 Load spectrum of Flaperon joint

Table 1 FEM analysis of static failure

Part	Material	$\sigma_u$ (MPa)	$\sigma_{max}$ (MPa)
Rib	AISI 4130	806.13	635
Torque Pin	Ti-6Al-4V	1182	806.13
Torque Arm	Al 2124	806.69	0.290

Table 2 Mechanical properties of AISI 4130 Steel

Young's modulus	E [GPa]	205
Yield strength	$\sigma_y$ [MPa]	635
Ultimate strength	$\sigma_u$ [MPa]	806.13
Poisson's ratio	$\nu$	0.290

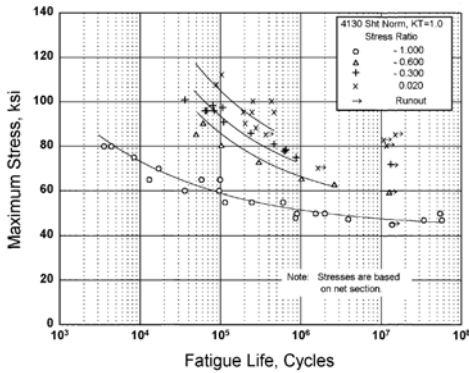


Fig. 7 S-N curves for 4130 alloy steel

## 4.2 피로해석 조건

### 4.2.1 플래퍼론 연결부의 정적 해석

각 부품에 대한 전산구조해석 결과는 Table 1에 나타나 있다. 각 부품의 정해석 결과 극한강도 대비 응력 및 피로특성을 고려하여 리브 부품에 대한 피로해석을 수행하였다. 그리고 리브 부품의 재료인 AISI 4130 Steel의 물성치를 Table 2에 나타내었다.

### 4.2.2 AISI 4130의 S-N 곡선

AISI 4130 Steel에 대한 S-N 데이터는 MIL-HD BK-5H의 참고하였으며 Fig. 7과 같다. 여기에서  $R=-1$ 인 경우의 실험 데이터를 사용하여 log-log 선도에서의 S-N 곡선을 생성하였다.

## 4.3 누적피로손상 계산

본 논문에서는 피로 해석을 위해 앞에서 정의한 피로하중 스펙트럼과 응력 해석결과를 통하여 응력 스펙트럼을 생성하였으며 평균응력에 대한 고려를 위하여 Goodman 식을 이용하였다. 피로손상률은 1.1절의 식 (7)에 의해 계산된 값으로써 1과 비교하여 손상정도를 말해주는 무차원 값이다. 그리고 누적 피로손상모델의 적용을 위해서 S-N 데이터에 대해 log-log 선도에서의 선형 회귀 식을 도출한 후 knee-point를 설정하였다. modified Miner 방법에서는 내구한도의 0.1배까지 선형 회귀 식을 확장하고, Haibach 방법에서는 2.2절의 식 (10)을 사용해 기울기를 수정하여

Fig. 8의 수정된 S-N 곡선을 구하였다.

각 모델에 대해 계산된 데미지 및 피로해석 결과를 Table 3에 나타내었다. 1회 비행에 대한 데미지 계산 결과 Miner's rule의 경우 가장 낮은 데미지를 예측하였고, Haibach, modified Miner 순으로 더 큰 데미지를 예측하였다. 1000시간(200 비행)에 대한 데미지는 더욱 큰 차이를 보여준다. Fig. 9에 나타낸 D-N 선도를 통해 각 방법에 대한 손상 경향을 확인할 수 있다.

## 4.4 피로 해석 결과 분석

피로 수명은 각각 38700, 29300, 31900 비행으로 내구한도 이하의 응력에 대해 고려한 modified Miner 및 Haibach 법을 사용해 계산된 수명에 비교했을 때 Miner's rule이 더 큰 수명을 예측할 수 있다는 결과를 보여준다. 피로 수명을 시간으로 환산할 경우에 각각 19만, 15만, 16만 시간으로 그 차이는 더욱 크게 나타남을 확인하였다.

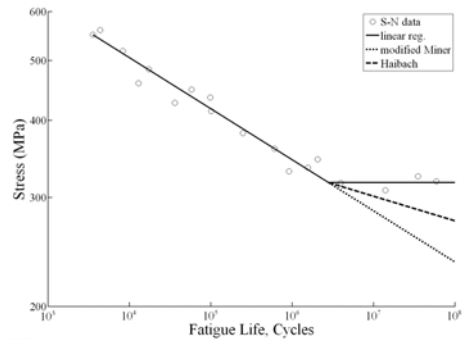


Fig. 8 Modified S-N curve (log-log axis)

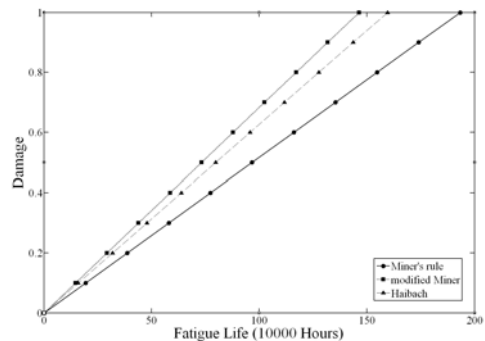


Fig. 9 Fatigue Damage curve

Table 3 Result of fatigue life

	Miner	m. Miner	Haibach
Damage / flight	2.59e-05	3.42e-05	3.13e-05
Damage / 1000h	0.00517	0.00683	0.00627
Life (flights)	38684	29282	31922
Life (hours)	193420	146410	159610

## 5. 결 론

본 연구에서는 누적 피로손상모델 간의 손상 경향 및 예측 수명의 비교를 위하여 항공기의 F.C.L 중 하나인 플래퍼론 연결부에 대한 피로해석을 수행하였다. 정해석 결과를 바탕으로 하여 피로해석 모델로는 AISI 4130 Steel로 이루어진 리브 부품을 선정하였으며, 이때의 S-N 데이터는 Mil-

Handbook에서 제시하는 실험결과로부터 추출하였으며, 그를 바탕으로 선형 회귀 방법을 이용하여 log-log 선도에서의 S-N 곡선을 생성하였다. 그리고 modified Miner 방법 및 Haibach 방법의 적용을 위하여 생성된 S-N 곡선을 수정한 후 각각의 방법에 대하여 피로해석을 수행하였으며 손상 정도와 피로수명을 산출해 내었다.

지금까지 추가적인 재료상수 없이 적용 가능한 손상모델을 적용하여 모델 간의 손상 경향과 예측 수명을 비교하였다. Miner's rule의 경우 하중 이력에 대한 손상을 저평가 하는 경향이 있음을 알 수 있었으며 Miner's rule의 결과와 비교했을 때 Haibach, modified Miner 방법의 순서로 보수적인 결과를 보여주었다.

본 연구의 손상 함수에 대한 비교는 실험과 병행하였을 때 특정 재료에서 비슷한 손상 경향을 나타내는 손상누적모델의 선택에 활용될 수 있을 것이며, 앞으로 이를 이용하여 실제의 현상을 표현할 수 있는 손상함수의 구성과 피로수명 예측에 관한 연구가 수행되어야 한다.

## 참 고 문 헌

- [1] Palmgren, A., 1924, "Die Lebensdauer von Kuge-llagern", Verfahrenstechnik, Berlin, Vol. 68, pp.339-341.
- [2] Miner, M. A., 1945, "Cumulative damage in fa-tigue", Journal of Applied Mechanics, Vol. 67, A159-A164.
- [3] French, H. J., 1933, "Fatigue and hardening of steels", Transactions, American Society of Steel Treating, Vol. 21, pp.899-946.
- [4] Kommers, J. B., 1938, "The effect of overstressing and understressing in fatigue", Proceedings, American Society for Testing and Materials, Vol. 38(Part II), pp.249-268.
- [5] Langer, B. F., 1937, "Fatigue failure from stress cycles of varying amplitude", ASME Journal of Applied Mechanics, Vol. 59, pp.A160-A162.
- [6] Richart, F. E. and Newmark, N. M., 1948, "A hyphothesis for the determination of cumulative damage in fatigue", Proceedings, American Society for Testing and Materials, Vol. 48, pp.767-800.
- [7] Marco, S. M. and Starkey, W. L., 1954, "A concept of fatigue damage", Transactions of the ASME, Vol. 76, pp.627-632.
- [8] Kommers, J. B., 1945, "The effect of overstress in fatigue on the endurance life of steel", Proceedings, American Society for Testing and Materials, Vol. 45, pp.532-541.
- [9] Bennett, J. A., 1946, "A study of the damaging effect of fatigue stressing on X4130 steel", Proceedings, American Society for Testing and Materials, Vol. 46, pp.693-714.
- [10] Henry, D. L., 1955, "A theory of fatigue damage accumulation in steel", Transactions of the ASME, Vol. 77, pp.913-918.

- [11] Gatts, R. R., 1961, "Application of a cumulative damage concept to fatigue", ASME Journal of Basic Engineering, Vol. 83, pp.529-540.
- [12] Gatts, R. R., 1962, "Cumulative fatigue damage with random loading", ASME Journal of Basic Engineering, Vol. 84, pp.403-409.
- [13] Bluhm, J. I., 1962, "A note on fatigue damage", Materials Research and Standards.
- [14] Corten, H. T. and Dolon, T. J., 1956, "Cumulative fatigue damage", In Proceedings of the International Conference on Fatigue of Metals. Institution of Mechanical Engineering and American Society of Mechanical Engineers, pp.235-246.
- [15] Freudenthal, A. M. and Heller, R. A., 1959, "On stress interaction in fatigue and a cumulative damage rule", Journal of the Aerospace Sciences, Vol. 26(7), pp.431-442.
- [16] Freudenthal, A. M., 1956, "Physical and statistical aspects of cumulative damage", In Colloquium on Fatigue. Stockholm. May 1955. Springer-Verlag. Berlin, pp.53-62.
- [17] Manson, S. S., 1966, "Interfaces between Fatigue, Creep, and Fracture", International Journal of Fracture Mechanics, Vol. 2, pp.307-363.
- [18] Manson, S. S., Freche, J. C. and Ensign, C. R., 1967, "Application of a double linear damage rule to cumulative fatigue", Fatigue Crack Propagation, ASTM STP 415, pp.384-412.
- [19] Haibach, E., 1989, "Modifizierte lineare schadenakkumulations-hypothese zur berucksichtigung des dauerfestigkeitsabfalls mit fortschreitender schadigung", LBF-Technische Mitteilung, TM 50/70.
- [20] Cetin, M. S., 2004, "Damage accumulation under variable amplitude loading of welded medium and high-strength steels", International Journal of Fatigue, Vol. 26, pp.487-495.
- [21] Avinash, S., 2003, "Development and validation of an S-N based two phase bending fatigue life prediction model", Transactions of the ASME, Vol. 125, pp.540-544.
- [22] Hwang W. and Han K. S., 1986, "Cumulative damage models and multi-stress fatigue life prediction", Journal of Composite Materials, Vol. 20, pp.125-153.
- [23] Fatemi A. and Yang L., 1998, "Cumulative fatigue damage and life prediction theories: a survey of the state of the art for homogeneous materials", Journal of Fatigue, Vol. 20, pp.9-34.