

Rainflow Counting방법을 이용한 피로 손상 해석

Fatigue Damage Analysis Using Rainflow Counting Method

김 정 훈* · 이 학** · 지 광 습*** · 박 병 훈**** · 공 정 식*****

Kim, Jung-Hun · Lee, Hak · Zi, Goangseup · Park, Byung-Hoon · Kong, Jung-Sik

ABSTRACT

The loss of strength in an aircraft structure as a result of cyclic stress over a period of life time is an important phenomenon for aircraft analysis. Load/stress spectrum can be constructed from the occurrence frequency based on the load/stress histories during a service lifetime. In this paper, three types of fatigue spectrum was compared. The rainflow counting method was applied to concentrate the stress spectrum obtained from the flight loads recorder(FLDR). A fatigue analysis for different stress spectrum was performed by using LUSAS computer application.

Keywords: rainflow counting method, fatigue life analysis, fatigue spectrum

1. 서 론

항공기는 사용 수명 기간 동안에 지상하중이나 비행하중과 같은 무수한 반복하중을 견디게 되며 이로 인해 항공기 구조물의 강성을 저하시켜 종국에는 파단을 야기하게 된다. 균열의 성장 속도와 경로는 운항조건(flight mission)에 따른 작용하중에 의해 크게 영향을 받는다. 실험실에서 연구되는 피로거동은 간편성 때문에 주로 단일 스펙트럼의 하중조건에 관한 것이 대부분이나, 실제 항공기는 다양한 응력이 상존하는 하중의 조건에 노출되어 있다.

하중/응력 스펙트럼은 하중 또는 응력의 발생빈도를 나타내는 것으로서, 항공기가 사용수명(service life)동안 경험하는 하중 또는 이력(history)을 말한다. 항공기 구조물의 피로해석이나 실험을 할 때 사용될 수 있는 피로 스펙트럼으로 항공기의 설계운용계획으로부터 실제와 유사한 비행 대 비행 스펙트럼(flight by flight spectrum)을 구성하는 설계 운용 하중 스펙트럼과 항공기 운용 배치 후 구조물의 주요 부위의 비행하중기록계(FLDR)에 누적된 자료를 이용한 표준 운용 하중/응력스펙트럼이 있다. 그리고 특정 구조물의 부위로부터 하중 시간 이력을 개발한 Standard spectra가 있다.

일반적으로 피로하중을 고려한 항공기 수명관리의 프로그램은 피로하중 스펙트럼 표본 조사와 (L/ESS)와 개별항공기 관리(IAT)를 통한 정비점검 계획 수립으로 이루어진다. 이러한 프로그램에서 항공기가 경험하는 다양한 종류의 하중을 실시간 이력해석 하는 것은 막대한 계산량이 요구된다. 사이클 카운팅(cycle counting)은 가변의 하중이력을 일정한 크기의 하중으로 줄이고 선형 손상 법칙을 사용해서 전체 손상을 결정 할 수

*학생회원 · 고려대학교 건축사회환경공학과 석박사 통합과정 Email: anne7982@korea.ac.kr

**학생회원 · 고려대학교 건축사회환경공학과 석사과정 Email: dlgr@korea.ac.kr

***정회원 · 고려대학교 건축사회환경공학과 조교수 Email: g-zi@korea.ac.kr

****비회원 · 국방과학연구소 Email: bhpark@add.re.kr

*****정회원 · 고려대학교 건축사회환경공학과 조교수 Email: jskong@korea.ac.kr

있게 하는 것이다. 또한 궁극적으로 적용 가능한 근사 하중 이력을 만드는 것이다. 사이클 카운팅 알고리즘(cycle counting algorithm)은 요소의 피로 거동에 관계된 모든 정보의 기록된 데이터로부터 도출 내어야 한다. 세 가지의 가장 중요한 특징들로 응력 진폭과 평균응력, 그리고 그들의 파동에서의 변화가 있다. 재현된 스펙트럼이 피로 수명을 예측하는 이론적인 균열 성장 모델과 S-N의 다양성에서 성공적으로 이용 되어진다. 이 논문에서는 항공기의 수명 동안의 피로스펙트럼의 종류와 rainflow counting방법에 대해서 알아보고 적용된 예로 ASTM의 compact tension(CT)시편에 루사스를 이용한 피로해석을 수행하였다.

2. 항공기의 피로스펙트럼 종류

2.1 설계운용 하중 스펙트럼

일반적으로 항공기 운용조건으로부터 항공기 전체의 기준이 되는 하중스펙트럼을 구하게 되며 대개 C.G.점에서의 하중배수의 변동 상태로 나타내게 된다. 개발항공기의 경우 항공기가 양산/배치되어 어느 정도 운용되기 전까지 수집된 운용 자료가 전혀 없으므로 손상허용설계에서는 관련규격서, 유사한 항공기 등의 자료를 참조한 하중해석을 통하여 항공기무게중심(C.G)에 있어서 하중계수의 변화를 구함으로써 무게중심 하중계수 스펙트럼(C.G. load factor spectrum)을 얻을 수 있다. 이 하중은 비상하중, 비행하중, 여압하중 및 기타 반복하중 등이 모두 포함되며, 비행임무, 비행시간, 비행순서의 배열 등의 운용계획에 따라 혼합된 비행 대 비행(flight-by-flight)을 이용하여 개발하게 된다. 그림 1은 설계 운용하중스펙트럼이 어떻게 구성 되는지 보여준다.

2.2 표준운용 하중/응력 스펙트럼

실제 운용 항공기에 부과되는 하중/응력 상태는 앞에서 말한 하중계수 스펙트럼(C.G. load factor spectrum)과 차이가 있다. 실제 운용 하중/응력 스펙트럼을 산출하기 위해 항공기 운용 배치 후 구조 주요부위의 하중작용을 고려하여 비행 하중 자료를 수집/분석/처리하는 작업인 피로하중 스펙트럼 표본조사(L/ESS, Load/Environment Spectrum Survey)의 수행을 거쳐서 해당 항공기의 표준 운용 하중/응력스펙트럼(Baseline Operational Load/Stress Spectrum)산출에 사용된다. 대개 10~20% 정도의 표본 항공기에 측정계기를 장착하여 데이터를 수립하게 된다. 표준 운용 하중/응력 스펙트럼은 항공기 개발 단계에서 생성된 설계 하중/응력 스펙트럼을 검토하거나, 항공기의 내구성 및 손상허용해석을 개정하여 구조정비계획서 개정을 위한 기초데이터베이스를 제공한다. 그림 2는 L/ESS프로그램의 과정을 보여준다.

2.3 Standard Spectra

실제 하중 연속의 시험들은 변동하중의 특성에 어떤 민감도를 평가하거나 주어진 재료와 구조물에 대해서 사용 강도(in-service integrity)를 요구하게 된다. 표준화된 시간 이력이 일반적인 성격의 연구와 실용적 적용에 대해서 장점이 있어서 30년 동안 개발 되어 왔다. 현재 이용되는 표준화된 하중 연속 또는 하중-시간이력(load-time histories)은 관련 메커니즘에 있어서 중요하고 적합한 실제적인 이력에 대해 하중 연속의 적절한 선택을 제공한다. 이러한 스펙트럼의 사용은 재료선택, 표면처리, 구조물 설계 등 진보된 피로 수명 예측 모델이 받아들여지는 것에 대한 비교 시험이 행해져야 한다. 실용적으로 이러한 스펙트럼은 하중 연속을 포함하는 수치적 형태로 대부분 peak-valley의 쌍으로 되어 있는 거대한 파일이다. 표 1은 standard spectra의 종류를 보여준다.

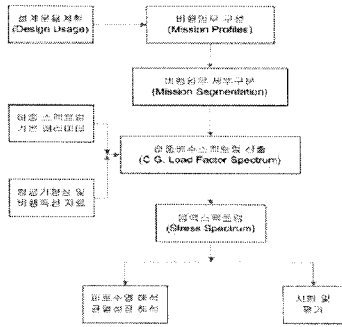


그림 1 설계운용 하중스펙트럼의 구성(권정호외 1993)

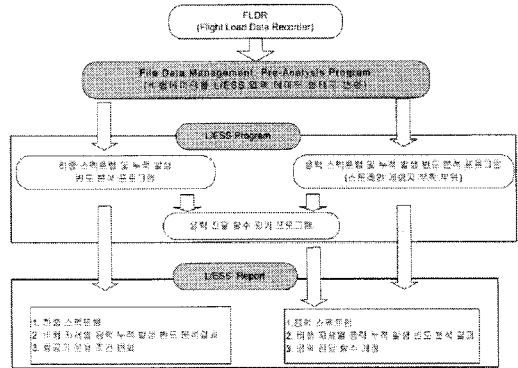


그림 2 L/ESS 프로그램

표 1 류립의 표준화된 하중연속(load sequences)과 하중-시간 이력(P. Heuler외 2005)

NAME	PURPOSE	STRUCTURAL DETAIL	DESCRIPTION OF LOAD HISTORY	BLOCK SIZE(Cycles)	EQUIV. USAGE	YEAR
TWIST	transport aircraft wing root	wing root bending moment	const. positive mean stress for gust loads, ground-air-ground cycles (GAG) =underloads	402,000	4,000 flights	1973
GAUSSIAN	general purpose random sequence	narrow-band to wide-band random (3 levels of irregularity, D)	$I=0.99 \rightarrow$ no mean stress fluctuation. $I=0.70 \rightarrow$ minor mean stressfluct. $I=0.33 \rightarrow$ considerable meanstr. fluct.	1.0 * 10 ⁶ 1.4 * 10 ⁶ 3.3 * 10 ⁶		1974
FALSTAFF	fighter aircraft	wing root	manoeuvre dominated spectrum, moderate fluct. Of mean stress, GAG	13,000	200 flights	1975
Mini TWIST	shortened version of TWIST		omission of low gust load cycles	62,000	4,000 flights	1979

3. Rainflow Cycle Counting방법과 LEFM의 손상해석 예

3.1 rainflow cycle counting방법

Matsuisuki 등 (1969)가 복잡한 하중 데이터를 일련의 경계 공칭 응력으로 간소화 시켜서 물리적으로 의미 있는 방법을 사용하여 그들을 저장하고 크고 작은 진폭 사이클을 나누는 a cycle counting method를 도입하였다. rainflow counting방법은 두 개의 패러미터의 방법으로 각 사이클의 평균값과 사이클에 대한 정보를 저장한다. 하중이력이 최대 점 또는 최소 점에서 시작하고 끝난다면 이러한 모든 것은 동일한 카운트수가 된다. 다른 방법(Level Cross Counting, Peak Counting, Simple-Range Counting등)들은 카운트수는 유사하지만 평균값을 무시하는 방법으로 동일하지 않게 되고 한 개의 패러미터로 사용하는 방법이다. 여러 다른 카운팅 방법들도 사용되지만 rainflow counting방법이 널리 사용되고 있다. 그림 3은 카운팅을 한 예로 25개의 half cycle이 6개의 half cycle로 줄어든 것을 볼 수 있다.

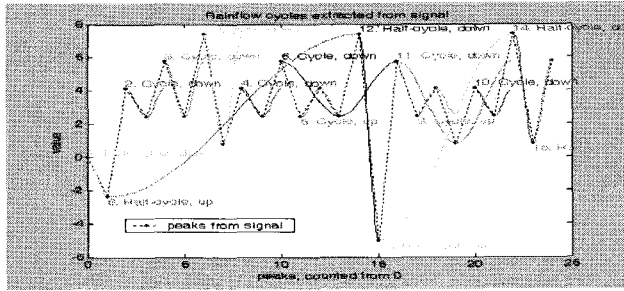


그림 3 25개의 half cycle을 6개의 half cycle로 카운팅

3.2 rainflow counting방법으로 카운팅한 예

3.2.1 CP012 응력 스펙트럼

국방연구소로부터 받은 응력스펙트럼(CP012)은 실제 운용 과정에서 K-1훈련기의 동체 후방 구조물에서 얻어진 것이다. 응력 스펙트럼은 28개의 segment로 2000사이클씩 되어 있고 최대 응력이 20.61 ksi, 최소응력이 -50.73 ksi인 것이다. 그림 4은 segment 6과 segment 9의 응력스펙트럼인데 segment 9 응력스펙트럼의 진폭이 큰 것을 볼 수 있다. 그림 5은 두 segment 응력스펙트럼의 진폭 히스토그램으로 오른쪽 진폭의 값이 큰 사이클이 많다는 것을 알 수 있다. 이 두 개의 segment 진폭 히스토그램으로 피로 해석을 하여 손상 정도의 차이를 비교해 보이라고 한다.

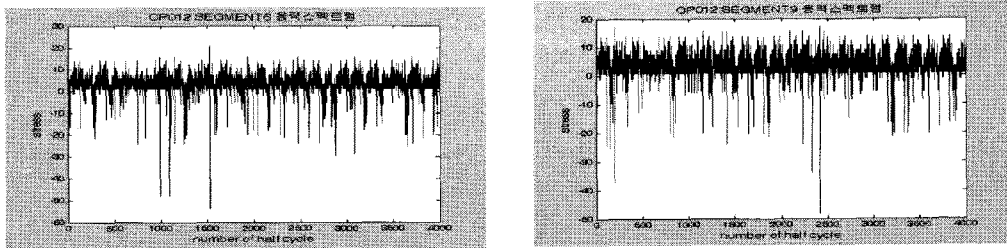


그림 4 CP012의 segment 6과 segment 9의 응력스펙트럼

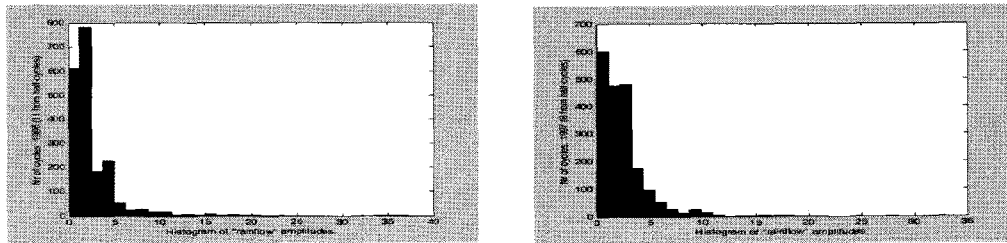


그림 5 segment 6(왼쪽)과 segment 9(오른쪽)의 진폭 히스토그램

3.3 선형 피로 해석

3.3.1 선형누적손상 법칙

Miner의 선형누적손상가설은 응력-수명 또는 S-N 방법으로 피로를 정량화하고 이해하는데 처음으로 시

도한 접근이다. 피로에 의한 구조물의 파단은 무수한 피로하중에 의한 일(work)이 재료가 한계 값까지 도달했을 때 일어나고 피로에 의한 손상은 최대응력이 피로한도보다 큰 경우에만 일어난다는 가정 아래 유도된 것이다. 작용하는 응력이 주로 재료의 탄성 범위 안에 있고 하중이력이 광범위하고 피로한도 이상의 응력이 대부분인 경우 비교적 좋은 평가 방법이 된다. 하지만 주요한 결함으로 하중 변화에 따른 응력 간섭효과와 가변하중에서 피로한도 이하의 응력이 피로손상에 미치는 영향을 무시하는 문제점이 있고 일반적인 변동하중에 대해서 위험 측의 예상이 되는 경우가 많다. 선형 손상 가정에 관련 된 결함을 수정하기 위해서 많은 비선형 축적 피로 손상 법칙들이 제안되었지만 이러한 이론들은 불행히도 복잡한 가변의 하중 동안에 겪게 되는 많은 영향들을 극복할 수 없다. 결국에는 Palmgren Miner 선형 손상 법칙이 여전히 많은 결함에도 불구하고 설계와 피로 해석에서 두드러지게 사용되고 있다. 하나의 사이클에 의해 야기되는 damage는 $D=1/N_f$ 이고 N_f 은 파단이 일어나는 평균 수명과 같은 사이클의 반복 횟수이다. 파괴는 모든 비의 합이 1.0일 때 예상된다. 관계식은 다음과 같다.

$$\sum n_i/N_i = n_1/N_1 + n_2/N_2 + \dots = 1 \quad (1)$$

3.3.2 루사스를 이용한 피로 손상 해석

1) 해석 모델

ASTM의 compact tension(CT)을 시편으로 하고 재료는 AL7050-T7451로 해석을 하였다. 그림6 과 같은 MIL-HDBK-5F의 S/N 곡선(Best-Fit S/N curves for unnotched 7075-T7451plate)이고 그림 7은 루사스에 정의된 S-N곡선이고 표 2는 S-N곡선의 데이터 계수이다.

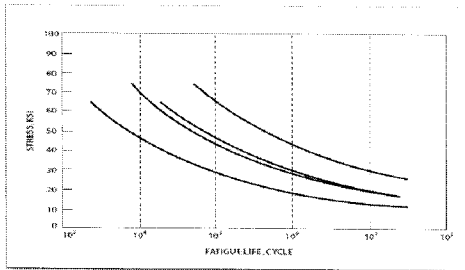


그림 6 AL7050-T7451의 S-N 곡선

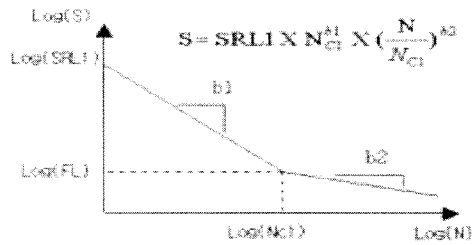


그림 7 루사스에 입력 된 AL7050-T7451의 S-N 곡선

표 2 AL7050-T7451의 S-N 데이터 계수

SRL1(Mpa)	N_{c1} (Cycle)	b1	b2	S.E
2692	1195000	-0.2109	-0.137	0.507

2) 해석 결과

루사스는 전체 수명 접근을 사용하여 선형FEM응력해석의 결과에 대해서 피로 계산을 수행한다. rainflow counting방법을 구한 진폭 히스토그램을 일련의 하중 케이스로 정의 하여 Fatigue spectra에 입력을 하였다. 표 3은 루사스 피로해석 결과이며 두 segment의 응력스펙트럼으로 인해 작은 Damage를 받는 것으로 나타났지만 segment 9응력스펙트럼이 segment 6보다 두 배정도 큰 손상을 입히는 것을 알 수 있었다.

표 3 segment별 루사스 피로 해석 결과

segment	Node No.	Damage
segment 6	106803	0.3395E-06
segment 9	106803	0.6618E-06

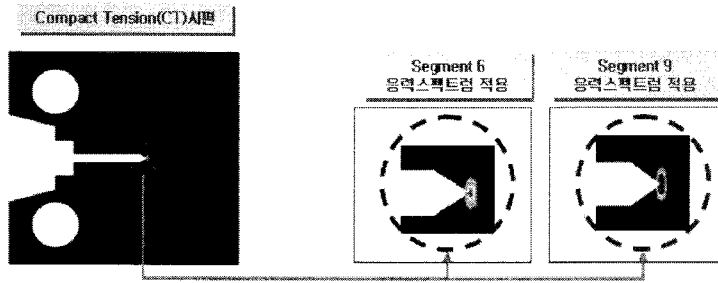


그림 8 segment 6과 segment 9의 Damage 해석 결과

4. 결론

항공기의 운용 중 한 부분의 응력스펙트럼데이터를 rainflow counting 방법으로 카운팅하여 응력 진폭에 대한 히스토그램을 만들었다. 이 히스토그램의 응력연속의 케이스를 루사스에 입력하고 Miner의 선형손상법칙을 이용하여 Damage 해석을 하였다. 응력스펙트럼에서 두 개의 segment에 대한 전체적인 수명에 대한 것이고 응력스펙트럼의 크기와 사이클의 차이로 인한 해석결과의 차이를 보이긴 하였지만 실제적으로 시편의 정확한 손상은 아닐 것이다. 그 이유로 Miner rule은 작용하는 응력이 주로 탄성영역이 아닌 경우는 좋은 평가 방법이 될 수 없다는 점과 하중 변화에 따른 응력 상호 간섭효과와 가변하중에서 피로한도 이하의 응력이 피로손상에 미치는 영향을 무시하는 문제점이 있는데 상호 간섭효과는 rainflow counting 방법에서도 피로스펙트럼 안에서 각각의 응력의 상대적인 것에 대한 효과를 고려하지 못하는 단점이 있다.

그래서 앞으로의 연구 계획을 상호 간섭효과를 고려 할 수 있도록 무질서 올이라는 패러미터를 사용하여 사이클 카운팅 방법을 개발하고 시간 의존적인 피로 균열 성장을 다루는데 paris's law을 이용하여 연구를 수행을 할 예정이다.

감사의 글

본 연구는 국방과학연구소 기초연구과제의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사를 드립니다.(계약번호 UD060030AD)

참고문헌

- 박정규 최준규 이철주 (2003) 최적설계를 통한 항공기 구조의 중량절감과 피로수명 예측, MSC Software 2003korea users Conference
- P. Heuler, T. Bruder, H. Klatschke (2005) Standardised load-time histories - a contribution to durability issues under spectrum loading, WILEY-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA, Weinheim
- James W. Provan (2006) Fracture, fatigue and mechanical reliability PART II An introduction to Fatigue