

<응용논문>

DOI <http://dx.doi.org/10.3795/KSME-A.2015.39.12.1281>

ISSN 1226-4873(Print)  
2288-5226(Online)

## 항공기 주익구조물의 피로균열 진전 해석 및 실험을 위한 응력 스펙트럼 알고리즘 개발<sup>§</sup>

천영철\* · 장윤정\* · 정태진\* · 강기원\*<sup>†</sup>

\* 군산대학교 기계공학과

### Stress Spectrum Algorithm Development for Fatigue Crack Growth Analysis and Experiment for Aircraft Wing Structure

Young Chal Chun\*, Yun Jung Jang\*, Tae Jin Chung\* and Ki Weon Kang\*<sup>†</sup>

\* Dept. of Mechanical Engineering, Kunsan Nat'l Univ.,

(Received April 8, 2015 ; Revised September 8, 2015 ; Accepted November 9, 2015)

**Key Words:** Stress-Spectrum(응력 스펙트럼), Algorithm(알고리즘), Peak-Valley Cycle Counting(피크-밸리 사이클 집계), Fatigue Critical Location(피로임계위치), Wing Spar(날개 보)

**초록:** 항공기는 다양한 임무를 수행함으로써 장기간 운영 시 비행시간 누적으로 인해 피로균열을 발생시킬 수 있다. 주익 구조물에 균열이 발생하면 수명단축 등 여러 문제점들이 발생할 수 있다. 이의 해결을 위해 피로임계위치(Fatigue critical location, FCL)에서의 균열진전 해석이 필요하다. 균열진전 해석을 위해서는 장시간의 응력 스펙트럼이 필요한데 실제 항공기에서 필요한 만큼의 데이터를 얻는 것은 막대한 시간과 비용이 소요된다. 본 논문에서는 SwRI(South West Research Institute)보고서에 제시되어있는 임무별 단시간 하중배수 자료를 바탕으로 Peak-Valley Cycle Counting 을 진행하여 장시간의 응력 스펙트럼을 산출하는 알고리즘을 개발하였다.

**Abstract:** Fatigue cracks can be generated in aircraft as a result of the cumulative time spent during flight operations, which can extend for long periods of time and cover a variety of missions. If a crack occurs in an aircraft's main spar, it can generate many problems, including a lift time reduction. To solve this problem, it was necessary to perform an analysis of fatigue crack growth in the fatigue critical locations. Much time and expense is involved in generating the stress needed for a crack propagation analysis over a long period of time to obtain the amount of data required for an actual aircraft. In this paper, an algorithm is developed that can calculate the spectrum of stress over a long period of time for a mission by the Southwest Research Institute, which is based on the short-time load factor data produced using the peak-valley cycle counting method.

#### 1. 서 론

항공기를 운용 하는데 있어서 직면하고 있는 문제점은 부식손상, 마모 및 응력부식균열 확산피로 손상등과 같은 기골노후요소가 항공기가 설계 당시 고려된 작용하중 및 비행임무 변화 요소 등에

대한 영향이 함께 작용할 때 기골강도저하 등으로 인한 비행 안전 상의 잠재적인 저해요인이 발생한다.<sup>(1)</sup> 이처럼 항공기는 다양한 하중조건 하에 노출되어 운용되고, 임무비행시간이 증가할수록 부식이나 피로에 의한 균열성장을 한다.<sup>(2)</sup> 피로균열 중 상당 부분은 구조적으로 심각한 상황을 야기하지 않는 범위 내에서 균열성장을 검사하고 예측함으로써 파손기준에 의거 폐기 또는 보수를 한다. 특히 항공기는 운용 시간이 증가하고 노후화 될수록 균열 발생이나 성장이 증가하게 되므로 충분한 신뢰성 있는 균열진전해석과 파손기준이 요구되며,

§ 이 논문은 2015년도 대한기계학회 재료 및 파괴부문 춘계학술대회(2015. 4. 2-3., 서귀포KAL호텔) 발표논문임.

† Corresponding Author, kwkang68@kunsan.ac.kr

© 2015 The Korean Society of Mechanical Engineers

피로하중에 대한 수명예측이 중요한 요소로 고려되고 있다.<sup>(2~4)</sup>

최근 기술의 발전과 경제적인 이유로 인하여 노후 항공기 사용 필요성이 제기되며, 이에 대한 연구 및 자료 축적이 활발히 이루어지고 있다.<sup>(5)</sup> 우리나라의 경우 상당수의 항공기들이 장기 운용되고 있으며 많은 고장이 발생 중이다. 특히 항공기 운용 시 주익 구조물과 같은 중요부위에 피로균열이 발생하는 경우에는 안전성과 가동률을 저하시키는 요인이 된다.<sup>(6)</sup> 이처럼 피로임계부위(Fatigue Critical Location, FCL)에 균열이 발생하면 운용에 문제가 생길 가능성이 있다. SwRI(South West Research Institute)보고서<sup>(7)</sup>에 제시된 해당 FCL 부위에 대한 손상 허용 여부를 판단하기 위한 피로균열진전해석(Fatigue Crack Growth Analysis) 및 실험이 필요하고, 이를 위해서는 응력 스펙트럼이 필요하다.<sup>(6,8)</sup> 피로해석과 피로균열성장실험에 적용할 수 있는 응력 스펙트럼을 구하기 위해서는 항공기에서 실시간으로 하중배수를 구하는 것이 가장 좋지만 이는 막대한 비용과 시간이 소요된다.

본 논문에서는 SwRI 보고서에 제시된 임무별 하중배수 데이터는 단 시간의 하중스펙트럼이다. 그러므로 단시간의 하중배수 스펙트럼을 장시간의 응력 스펙트럼으로 산출하는 알고리즘을 제안한다. Fig. 1 은 SwRI 보고서의 조건들을 바탕으로 1000 시간의 응력 스펙트럼을 산출하는 알고리즘이다. 예를 들어 기존의 알고리즘에서는 임무 분담률에 대해서 고려하지 않았지만 알고리즘을 보완하여 SwRI 보고서에 제시된 값들을 활용한다. 피로균열진전해석과 피로균열성장실험에 적용할 수 있는 Case A, Case B 의 장시간 응력 스펙트럼 산출 알고리즘을 개발하였다.

### 2. 이론적 배경

SwRI 보고서에는 임무별 하중배수가 제시되어 있는데 응력 스펙트럼을 만들기 위해 가공되지 않은 데이터를 담고 있어서 너무 많은 양의 데이터가 존재한다. 이들 중 대부분은 피로균열진전해석 시 불필요하므로  $N_z$  중 가장 중요한 피크와 밸리를 식별할 필요가 있다. 필요한 데이터만을 추출하기 위하여 피크-밸리 사이클 카운팅을 적용하였다.

식 (1)은 기준데이터( $Po_i$ )를 앞( $Po_{i+1}$ ), 뒤( $Po_{i-1}$ ) 데이터와 비교하여 앞, 뒤의 데이터보다 높거나 낮은 데이터만을 산출하였다. 이 과정을 통하여 피크와 밸리 사이에 있는 데이터들을 삭제 하였다.

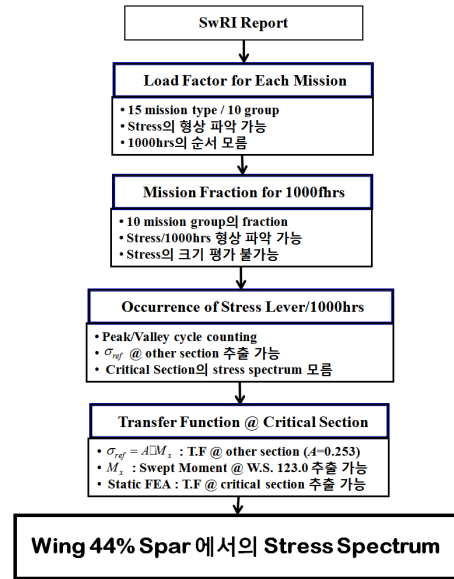


Fig. 1 Flowchart for stress spectrum estimation

$$Po_{i-1} \leq Po_i > Po_{i+1}$$

$$Po_{i-1} \geq Po_i < Po_{i+1}$$
(1)

피크의 조건으로는 1) 밸리 사이에 있는 가장 큰 값이다. 2) 피크( $p$ ) 앞, 뒤에 있는 밸리( $v_i$ )는 50%이상 차이가 있어야 한다. 3) 2g 이상이어야 한다. 피크의 조건 1~3)의 논의내용은 식 (2)로 정리하였다.

$$p - v_i \geq \frac{1}{2} \cdot (p - 1)$$
(2)

밸리의 조건으로는 1) 피크사이에 있는 가장 작은 값 2) 밸리 앞, 뒤에 있는 피크와 1g 이상 차이가 있어야 한다.<sup>(8)</sup> 밸리의 조건 1), 2)의 논의 내용은 식 (3)으로 정리하였다.

$$v \leq (p_i - 1) \text{ and } v \leq (p_{i+1} - 1)$$
(3)

Fig. 2 의 (a)는 식 (1)~(3)의 내용을 토대로 하여 초기데이터와 피크-밸리 사이클 카운팅을 적용한 예시 그래프이고, (b)는 보유하고 있는 하중 스펙트럼 중 임무 6 에 대하여 초기데이터와 피크-밸리 사이클 카운팅을 적용하여 불필요한 데이터들을 삭제한 그래프를 나타내고 있다. 총 10 가지 임무에 대하여 적용 하였다.

### 3. 응력 스펙트럼 알고리즘 개발

본 논문에서는 SwRI 보고서에 제시된 하중배수 스펙트럼 데이터를 활용하여 피로하중스펙트럼을

산출한다. 알고리즘은 Case A 와 Case B 두 가지 방법을 제시하였다.

3.1 Case A

Case A 알고리즘은 Fig. 3 에 나타내었으며 피크밸리 사이클 카운팅을 적용한 후에 다음 과정들을 진행하게 된다. 알고리즘의 과정 중 Stress History of Mission 은 임무별 하중배수에 대하여 기울기를 구하고 응력으로 변환하는 것을 나타낸다. FCL Time Series Fraction 은 임무 분담률을 조정하여 목표로 하는 응력 스펙트럼에 도달할 수 있도록 하는 것이고 FCL Stress Time Series 는 임무들을 분담률에 맞추어 무작위로 배열하여 산출한 응력 스펙트럼을 나타낸다.

3.1.1 하중배수- 응력 변환

보유한 임무별 하중배수는 총 10 가지이다. 하중배수 데이터를 보유하고 있지만 주익 구조물의 피로균열진전 해석 및 실험을 수행하기 위해서는 하중 스펙트럼을 응력 스펙트럼으로 변환해야 하는 과정이 필요하다.<sup>(9)</sup> 이를 위하여 임무들 중 가장 높은 하중배수와 SwRI 보고서에 제시되어 있는

FCL 별 Composite Stress Spectra 의 최대응력을 이용하여 하중배수에서 응력으로 변환할 수 있는 기울기  $m$  을 구하였다. 식 (4)는 기울기를 얻기 위한 식이다. 기울기는 피로임계부위별로 총 7 부위에 대하여 구하였다.

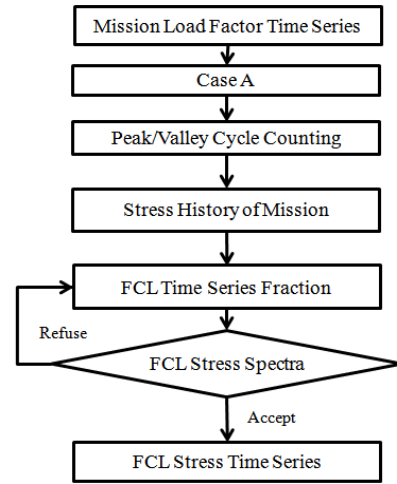
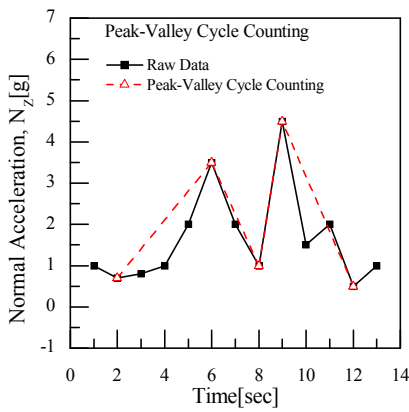
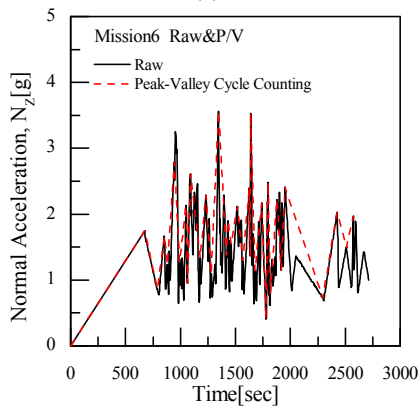


Fig. 3 Case A flow chart

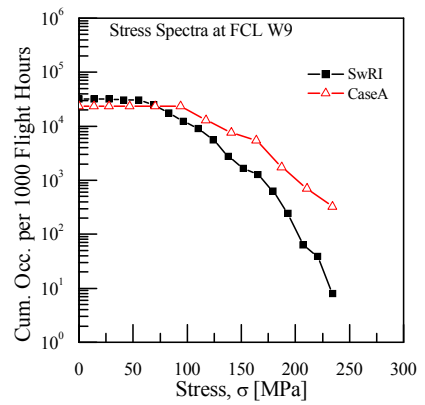


(a)

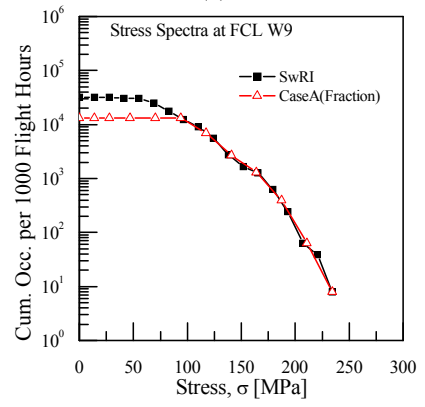


(b)

Fig. 2 Peak-valley cycle counting; (a) Conventional counting criteria (b) Mission 6



(a)



(b)

Fig. 4 FCL mission fraction\_1; (a) Fraction in SwRI, (b) Adjusted Fraction

$$m = \frac{\sigma_{\max, FCL}}{N_{Z, \max}} \quad (4)$$

3.1.2 임무 부담률 조정

SwRI 보고서에 제시되어있는 초기 임무부담률을 조정하였다. 비율 조정 시에는 목표로 하는 총 시간을 구속하고 FCL 부위에 민감하게 작용하는 높은 값의 응력을 우선순위로 하였다. 초기 임무부담률을 사용한 그래프는 Fig. 4의 (a)이다. 그래프를 확인하게 되면 Case A를 통해 카운팅된 그래프는 피로임계부위에 민감하게 작용하게 되는 높은 응력의 누적 개수들이 목표로 하는 누적 개수와 차이가 있는 것을 확인할 수 있다. 이를 목표에 다가갈 수 있게 하기 위하여 임무 부담률을 조절한 그래프는 (b)이다. 총 누적 개수는 차이가 나지만 높은 값의 응력들은 일치하는 것을 확인할 수 있다.

3.2 Case B

Case B의 알고리즘은 Fig. 5에 나타내었다. Case A보다 목표 값에 가깝게 다가가기 위하여 개발하였고 Case A의 알고리즘에 Scale Up & Down과 임무별 비율조정을 추가하였다. 여기서 Scale Up & Down은 단계적 배율을 나타내며 보유한 임무 하중 스펙트럼을 목표로 하는 하중 스펙트럼으로 도달할 수 있도록 하기 위한 것이고 Mission Time Series Set은 각각의 임무비율을 조정하여서 목표로 하는 임무별 하중 스펙트럼에 도달 하도록 하는 것을 나타낸다.

3.2.1 단계적 배율

SwRI 보고서에 있는 하중배수와 보유하고 있는 하중배수의 가장 높은 값은 일치하지 않는다. 그러므로 데이터를 일치시키기 위하여 1g는 그대로 사용하고 가장 높은 중력가속도(g)는 보고서와 일치할 수 있도록 단계적 배율을 적용하였다. 단계적 배율은 0.25g 간격으로 하였다. 0.25g 간격으로 한 것은 목표로 하는 장시간의 응력 스펙트럼에 보유하고 있는 데이터의 하중배수와 목표로 하는 하중배수의 값들뿐만 아니라 그 사이의 하중배수를 고려한 것이다. Fig. 6은 임무 5에 대하여 단계적 배율을 적용한 그래프이다. 임무 5의 초기 하중 스펙트럼 중 가장 높은 중력가속도는 4.59g이고 보고서에 제시되어있는 가장 높은 값은 5.5g이다. 단계적 배율을 통해서 4.75g, 5g, 5.25g, 5.5g의 결과 데이터들을 취득하였다.

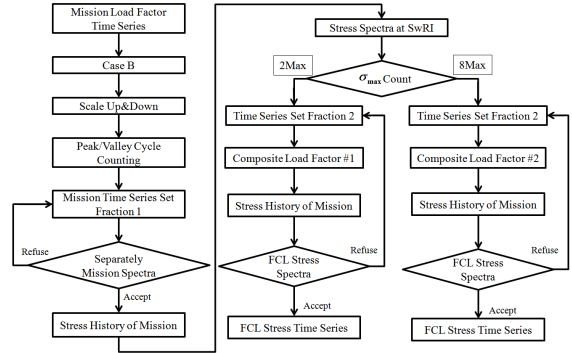


Fig. 5 Case B flow chart

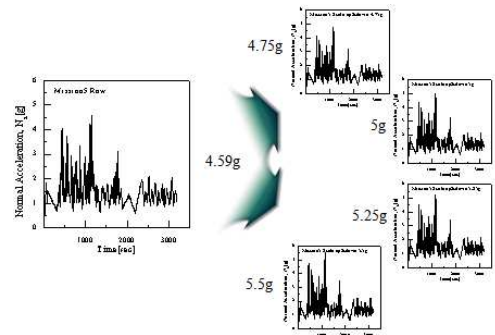
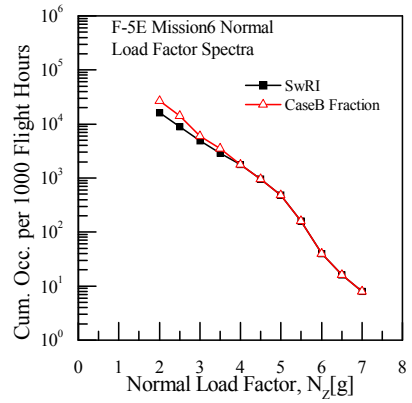
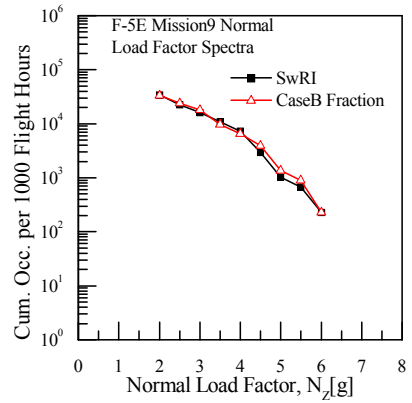


Fig. 6 Mission 5 scale up & down



(a)



(b)

Fig. 7 Mission load factor fraction; (a) Mission 6, (b) Mission 9

3.2.2 임무별 비율조정

단계적 배율을 진행하면 임무별로 0.25g 간격의 하중 스펙트럼을 보유하고 있는데 하나의 임무에 들어있는 하중스펙트럼들을 100%로 하여 비율을 조정하였다. 높은 하중배수를 우선으로 하였고 최종 스펙트럼에 들어가야 하는 개수를 구속하여 조절하였다. Fig. 7 의 (a), (b)는 SwRI 보고서의 임무 하중 스펙트라를 참고하여 보유하고 있는 임무 6, 9 에 대해 비율조정을 반영하여 나타낸 그래프이다.

3.2.3 하중배수- 응력 변환

단계적 배율과 임무별 비율 조정을 반영한 데이터를 하중배수에서 응력으로 변환하기 위하여 Case A 와 같은 식 (3)을 이용하여 기울기  $m$  을 구하였다. Case A 에서는 보유하고 있는 하중배수 스펙트럼 중 가장 높은 하중배수를 사용하였지만 Case B 에서는 단계적 배율을 적용한 임무 중 가장 높은 하중배수와 FCL 별 Composite Stress Spectra 의 최대응력을 이용하여 구하였다.

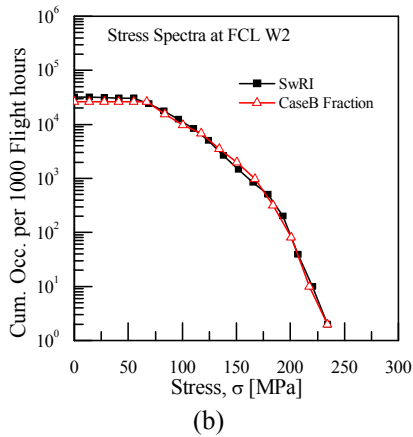
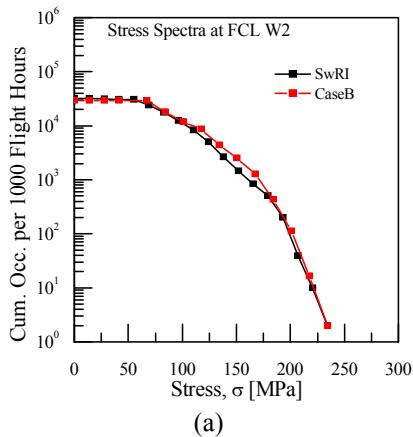


Fig. 8 FCL mission fraction\_2; (a) Fraction in SwRI, (b) Adjusted Fraction

3.2.4 임무 분담률 조정

Case A 와 같은 방법으로 SwRI 보고서에 제시되어 있는 초기 임무분담률을 조정하였다. 비율 조정 시에는 목표로 하는 총 시간을 구속하고, FCL 부위에 민감하게 작용하는 높은 값의 응력을 우선순위로 하였다. Fig. 8 의 (a)는 보고서에 제시되어 있는 임무 분담률을 적용한 그래프이다. 전체적으로 목표에 근접해있지만 130.4~172.4MPa 의 값들이 약간의 차이를 보이고 있어 오차를 줄이기 위하여 임무 분담률을 조절하였다. (b)는 임무 분담률을 조정하여 적용한 그래프이다. 15~25ksi 구간의 값들이 조정 전과 비교하여 목표 값에 근접하고 Case A 를 통해 산출된 응력 스펙트라인 Fig. 4(b)의 누적 개수 차이보다 오차가 줄어든 것을 확인하였다.

3.3.1 응력 스펙트럼 결과

SwRI 보고서와 기초데이터를 활용하여 Case A 와 Case B 의 알고리즘을 각 FCL 에 적용하였다. 임무별로 짧게는 20 분, 길게는 40 분의 데이터를 보유하고 있다. 조절된 임무분담률에 맞추어 임무들을 무작위

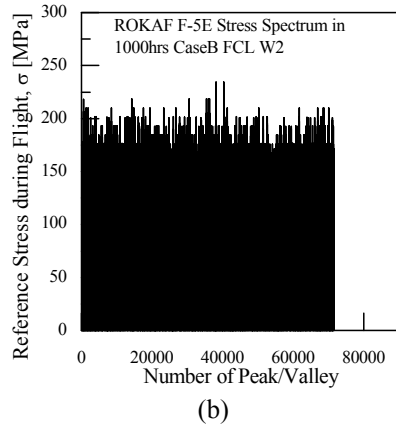
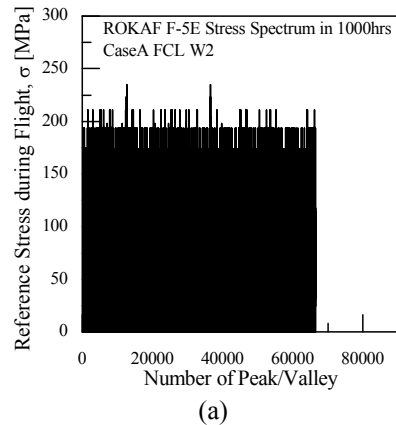


Fig. 9 Stress spectrum at reference point; (a) Case A, (b) Case B

로 배치하여 산출된 응력 스펙트럼의 총 시간은 약 1000 시간이다. Fig. 9는 SwRI 보고서에 제시 되어 있는 피로임계부위 중 한 부위에 알고리즘을 적용한 결과이다. (a)는 Case A의 알고리즘을 적용하여 산출된 응력 스펙트럼이며 (b)는 Case B의 알고리즘을 적용하여 산출된 응력스펙트럼 결과이다.

## 5. 결 론

본 연구에서는 기존의 알고리즘을 보완하기 위하여 임무분담률 조정, 단계적 배율 등의 내용을 추가하여 Case A와 Case B의 알고리즘을 개발하였으며 다음과 같은 결론을 내렸다.

(1) 참고문헌에 제시된 항공기 주익 구조물의 하중배수 스펙트럼에 대하여, 피크의 경우 2g 이상 및 밸리의 경우 전후 1g 이상의 alternating 값 조건의 사이클 카운팅을 수행하였다.

(2) 10 종류의 비행 임무 분담률의 조정에 따른 피로응력 스펙트럼 알고리즘 Case A 및 Case B를 개발하였으며 이를 이용하여 1000 비행 시간 기준의 FCL 별 피로응력 스펙트럼을 산출하였다.

(3) 피로응력 스펙트럼 개발 알고리즘에 적용된 사이클 카운팅 조건 및 비행분담률 조정의 타당성을 검증하기 위하여 Case A 및 Case B를 통해 개발된 피로응력 스펙트럼을 이용하여 항공기 주익 구조물의 FCL에 대한 피로균열진전 해석 및 실험을 수행할 예정이다.

## 후 기

본 연구는 공군 군수사령부 예하 항공기술 연구소의 지원을 받아 수행되었음.

## 참고문헌

(References)

- (1) Yoon, Y. I., Kim, S. T., 2010, "Aging Aircraft's Main Damage Characteristics and Effects of Structural Degradation Induced by Pitting Corrosion Fatigue," *Proceeding of Spring Conference KSME.*, pp.101~107.
- (2) Kim, W. D., 2007, "Fatigue Life Prediction of Composite Patch for Edge Cracked Aluminum Plate," *Trans. of the KSAS.*, Vol. 35, No. 1, pp. 51~57.
- (3) Lee, D. H., Kwon, A. J., You, W. H., Choi, J. B. and Kim, Y. J., 2009, "Evaluation of Fatigue Crack Initiation Life in a Press-Fitted Shaft Considering the Fretting Wear," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A*, Vol. 33, No.10, pp.1091~1098.
- (4) Hur, J. W., 2010, "Study on Fatigue Life Estimation for Aircraft Engine Support Structure," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A*, Vol. 34, No.11, pp. 1667~1674.
- (5) Kim, Y. J., Kim, H. G., Kim, C. Y., Chang, J. J. and Lee, M. Y., 2013, "Fatigue Analysis to Determine the Repair Limit for the Damaged Fastener Hole of Aging Aircraft(P-3CK)," *proceeding of JKASAS*, pp.959~966.
- (6) Kang, K. W., Koh, S. K., Choi, D. S., Kim, T. S., 2010, "Fatigue Life and Stress Spectrum of Wing Structure of Aircraft," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A*, Vol. 34, No. 9, pp. 1185~1191.
- (7) SwRI Report, 1996, "F-5 FMS Durability and Damage Tolerance Update Revised Final DADTA Report – F-5E/F Republic of Korea Air Force," SWRI 06-4222.
- (8) Daniel Ferreira V. Mattos, Alberto W.S. Mello Junior, Fabricio N.Ribeiro, Jan.-Jun. 2009, "F-5M DTA Program," *Journal of Aerospace Technology and Management*, Vol.1, No.1, pp. 113-120.
- (9) Lee, H. Y., Hwang, M. S. and Kim, J. W., 2002, "Analysis Fatigue Life & Damage Tolerance for Engine Mount," *Proceeding of KSAS*, pp. 408~411.