

## 항공기 구조 수명관리 및 취약부위 개선에 관한 연구

최형준, 박성제\*  
국방기술품질원

### A Study on the Life Management and Improvement of Vulnerable Parts of Aircraft Structures

Hyoung Jun Choi, Sung Jae Park\*  
Defense Agency for Technology and Quality

**요약** 본 연구는 항공기 하중에 따라 발생하는 균열을 가정하여 항공기 취약 구조의 수명을 분석하고 구조 보강 개선을 수행하였다. 항공기 구조의 선제적 수명 예측 및 수명 관리를 통해 구조 건전성 및 안전성을 확보하였다. 특히, 항공기 구조물 취약부위의 수명 분석을 통해 운용 하중의 영향이 큰 Bulkhead의 개선이 필요한 3부위를 선정하였다. 분석 대상 항공기의 균열크기 검사능력은 0.03inch 수준과 비교하여 임계균열크기는 취약 3부위 중 최하인 0.032inch이다. 상대적으로 검사능력 대비 임계균열크기가 매우 적어 항공기 안전을 위해 개선이 필요하다. 그리고 피로수명 해석 결과 항공기 요구 수명인 15000 운용시간 이상 대비 취약 3부위 중 최하인 약 1450 운용시간은 항공기 초기검사 및 재검사 시간의 반복 횟수를 증가시켜 비용 및 인력의 소모를 발생시킨다. 결국, 식별된 취약 3부위의 구조 보강을 통해 형상을 개선하였다. 발생 균열에 대한 구조 내성의 증가를 통해 최하의 임계균열크기가 0.13inch로 확보되어 항공기 안전성이 증가하였다. 항공기 운용 중 발생하는 균열에 대한 최하의 구조 피로수명은 >25000 운용시간으로서 요구 수명 이상으로 분석되어 균열 및 파단에 의해 발생하는 수리비용과 과도한 보강범위 보다 최적화된 개선을 수행하였다.

**Abstract** This study examines cracks that occur under the load of an aircraft. The life of aircraft vulnerability structures was analyzed and structural fitting improvements were made. Structural integrity and safety have been achieved through preemptive life expectancy and life management of aircraft structures. The crack size inspection capability of the aircraft under analysis is 0.03inch, compared with 0.032inch, which is the lowest of the three vulnerable parts. In addition, the fatigue life analysis results in approximately 1450 operating hours, the lowest of the three vulnerable parts relative to the aircraft's required life of more than 15000 operating hours, which increased the repeat count of the aircraft's initial and re-inspection times, and hence raised the resulting costs and manpower consumption. Finally, the features were improved through structural fitting of the identified three weak parts. The lowest critical crack size was secured at 0.13 through increased structural resistance to generated cracks and increased aircraft safety. The lowest structural fatigue life for cracks occurring during aircraft operation is 25000 operating hours, which are analyzed above the required structural life, resulting in more optimized improvements than the repair costs and excessive fitting range caused by cracks and fractures.

**Keywords** : Structure Flaw, Critical Flaw, Fatigue Life, Structural Life Analysis, Structural Fitting

---

\*Corresponding Author : Sung Jae Park(Defense Agency for Technology and Quality)  
email: sjpark.jay@gmail.com

Received April 1, 2020

Revised April 20, 2020

Accepted July 3, 2020

Published July 31, 2020

## 1. 서론

항공기는 지상 운송수단과 달리 운용 중 정지하여 정비할 수 없으므로 결국 착륙 후에 정비할 수밖에 없다. 따라서 기체구조의 안전성과 관련된 사전 수명예측과 더불어 주기적인 검사 및 정비에 의해서 항공기 안전은 보장 될 수 있다. 비행 중 어떠한 손상이 발생하여도 무사히 착륙할 수 있도록 항공기 구조의 내구성과 손상허용성의 적용이 필요하다. 하지만 항공기의 운용 특성상 성능을 끊임없이 향상시켜왔으며, 성능 향상은 고강도 소재의 사용과 더불어 엔진의 추진력에 의존하고 있다. 항공기 운용의 경제성과도 직결되어 설계가 최적화됨으로서 구조는 상대적으로 작은 안전여유를 가지게 되었고 중량 감소를 위한 노력으로서 최적설계를 수행한다. 하지만 항공기의 고성능화와 대형화에 따라 발생하는 사고의 원인은 재료의 피로현상이 대부분을 차지한다. 한번 발생한 균열이 비행 중 작용하는 하중스펙트럼에 의해 성장하며 파괴에 이르게 된다. 이처럼 항공기 피로설계의 중요성은 더욱 증가하고 있다.

구조의 수명관리에 필요한 기술자료를 최신화 하는 일련의 업무가 수명관리 최신화이다. MIL-STD-1530에서 임무 복잡도 및 운용정도의 안정화를 평가하여 수명관리 필요성을 매년 검토하고 최신화 주기는 5년 미만으로 권고하고 있다[1]. 실제 운용도와 차이가 많이 나는 설계 운용도 기반으로 정비를 계획할 경우, 정확한 시점에 정비가 수행되지 않게 되고, 중요한 정비가 누락되거나, 불필요한 정비를 수행하게 될 수 있어 궁극적으로 가동률 저하, 운용 위험도 및 수명 주기 비용 증가로 이어질 수 있다. 따라서 수명관리는 반드시 필요하며, 이를 통해 비행 안전성은 유지하면서 정비 비용과 운용 준비성 사이의 균형을 유지할 수 있다.

내구성(DU) 및 손상허용(DT)해석은 선형탄성파괴역학에 근거한 균열성장기법을 사용한다. 항공기 구조 제작에 사용된 원재료에서 이미 발생하였거나, 조립 등 생산 단계에서 발생할 수 있는 결함(Flaw)이 발견되지 않고 구조에 여전히 존재할 수 있다는 가정에서 구조물의 수명을 예측하는 것이다[2]. 이런 결함은 특정한 크기의 균열로 대표될 수 있으며, 이를 초기균열크기라고 한다. 초기균열크기는 JSSG-2006와 비파괴검사 표준에 의해 결정되며, 내구성 해석을 위한 초기균열크기는 손상허용해석을 위한 초기균열크기와 같거나 작게 결정된다[3]. 항공기 운용 중 이와 같은 초기균열크기로부터 균열 성장 거동을 예측한다. 항공기 구조물의 내구성 수명은 결정된

초기결함크기로부터 구조의 기능적 결함을 초래하는 균열크기까지 균열이 성장하는데 소요되는 시간이다. 구조의 기능적 결함은 주요부위에서 연료나 압력의 누수 및 구조물이 하중을 지지할 수 없는 상태를 발생시키는 임계균열크기로 성장한 상태이다. 임계균열크기 이상으로 발전한 균열은 불안정하고 급속 성장으로 구조물의 기능을 정상적으로 수행할 수 없는 상태로 항공기 운용에 영향을 준다. 또한 손상허용수명은 손상허용 초기결함크기에서 임계균열크기로 성장하는데 소요되는 시간이다. 손상허용해석은 항공기 구조물 중 비행 안전에 직접적인 영향을 미치는 구조물에 대하여 결함을 분석한다[4]. 본 연구에서는 항공기 구조의 피로수명을 검토하고 취약부위의 초기균열과 균열 성장에 따른 임계균열을 분석하였다. 또한 식별된 구조의 취약부위에 대해 개선을 수행하고 수명 검토 및 구조안전성을 검증하여 항공기 운용 안전과 수명 보존을 위한 방법을 제시하고자 한다.

## 2. 본론

### 2.1 항공기 취약 구조 수명 분석

Fig. 1은 항공기 구조물의 강도, 하중, 손상크기 등을 수명과의 관계를 나타낸 것이다[5]. 항공기가 받을 수 있는 최대하중인 제한설계하중은 항공기 전체 수명을 통해 한번 받을 수 있는 하중이다. 최대설계하중은 제한설계하중의 1.5배로 설정하고 최대설계하중에 대한 안전여유량의 값이 되도록 설계하여 강도여유를 가진다. 하지만 항공기 운용에 따라 균열이 성장하고 잔류강도는 감소하게 된다. 잔류강도가 제한설계하중의 80%까지 감소하였을 때 파손-안전하중임계값이라고 하며, 최소검사가능 균열크기부터 이 시점까지 검사와 수리를 지속하여 항공기 안전 운용을 확보한다.

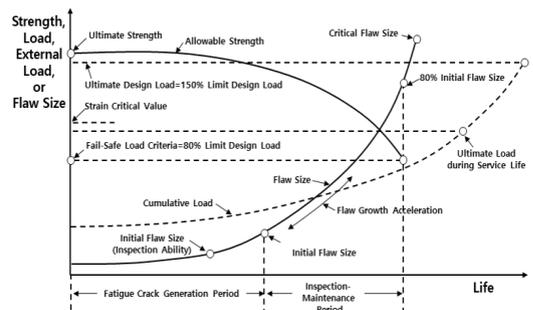


Fig. 1. Changes in Strength and Flaw Size on Aircraft Life

항공기 날개 및 착륙장치 등 동체의 주요 하중지지 부위 구조물 취약부위의 수명 분석을 통해 개선이 필요한 3부위를 Table 1과 같이 선정하였다. 취약부위는 항공기 날개의 하중 및 진동을 지지하며 전방 동체 Bulkhead의 하중 분포를 구성하는 역할을 한다. 구조물의 초기균열 및 임계균열을 분석하고 피로수명을 도출하였다.

Table 1. Location of Structure Life Analysis

Flaw Part	Location
B#1	Bulkhead, FS280, BL19 Longeron, Bolt Hole
B#2	Bulkhead, FS330, BL8 Longeron, Bolt Hole
B#3	Bulkhead, FS330, BL19 Longeron, Bolt Hole

내구성 및 손상허용해석에 사용하는 초기균열크기의 가정은 JSSG-2006에서 규정하고 있으며, 손상허용해석의 경우 항공기 안전성을 보장하기 위해서 가공 후 결합 검사에서 검출되지 않을 수 있는 최대크기의 결함이 구조물에 존재하는 것으로 가정하는 것이 일반적이다. 그리고 임계균열크기는 응력확대계수가 파괴인성에 근접하게 되면 균열성장이 불안정해지고 이러한 현상이 발생할 경우의 균열크기이다. 또한 항공기 균열성장 해석 시 작용하는 응력은 지상 및 운용 중 최대 스펙트럼 응력이나 설계제한응력 중 높은 값을 기준으로 적용하며, 임계균열크기는 식(1)과 같다.

$$C_{cr} = \frac{1}{\pi} \left( \frac{K_c}{\beta\sigma} \right)^2 \quad (1)$$

여기서,  $C_{cr}$ 는 임계균열크기,  $K_c$ 는 파괴인성치,  $\sigma$ 는 최대응력,  $\beta$ 는 형상함수를 나타낸다.

구조물에 균열이 존재하면 균열성장과 파괴조건은 응력강도와 관련이 있고 응력강도는 응력확대계수로 표현되며 식(2)와 같다.

$$K = \sigma \sqrt{\pi a} \beta \quad (2)$$

여기서,  $\sigma$ 는 최대응력,  $\beta$ 는 형상함수,  $a$ 는 균열길이이다.

피로성장균열은 반복하중에 대한 균열성장길이이며,  $da/dN$ 으로 표현된다. 즉, 피로균열성장률은 응력확대계수의 범위인  $\Delta K$ 의 함수로 나타난다. 본 논문에서는  $K_{max}$ 가 파괴인성  $K_c$ 값에 근접함에 따라 정적인 파괴의 형태가 나타나는 피로특성을 고려하였다. 이러한 피로 특성은 하중비 등의 영향이 크기 때문에 균열성장해석을

식(3)과 같은 Forman의 식을 사용하였다[6].

$$da/dN = \frac{C(\Delta K)^n}{(1-R)K_c - \Delta K} \quad (3)$$

여기서,  $R$ 은 하중비,  $K_c$ 는 파괴인성이다.

식(3)을 식(4)와 같이 적분함으로써 항공기 구조물의 수명이 예측된다.

$$N = \int_{N_i}^{N_{cr}} \quad (4)$$

$$dN = \int_{a_i}^{C_{cr}} \frac{(1-R)K_c - \Delta K}{C(\Delta K)^n} da$$

여기서,  $a_i$ ,  $N_i$ 는 초기균열크기 및 반복수이며,  $C_{cr}$ ,  $N_{cr}$ 은 임계균열크기 및 이때의 반복수를 나타낸다.

결국, 수명을 결정하는 요소는 항공기 운용 중 작용하는 하중(응력)과 형상(구조)을 통해 균열크기를 기준으로 Fig. 2와 같이 수명이 결정되는 상관관계를 가진다.

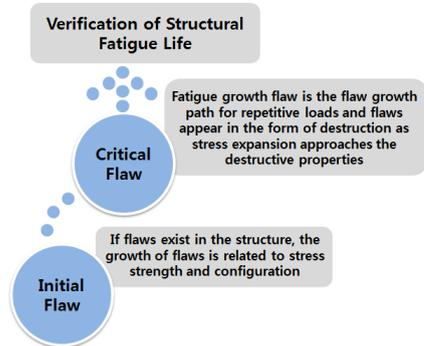


Fig. 2. Verification of Structural vulnerable parts

### 2.1.1 B#1 구조물의 균열 및 피로수명

B#1 구조물의 형상 및 균열 정의는 Fig. 3과 같이 볼트 구멍의 모서리 결합에 대한 균열 성장 모델로 표현된다. 균열 성장 손상허용수명 조건을 고려하여 초기균열 0.05in과 임계균열 0.132in에 따라 구조물 수명 검토결과 Table 2와 같이 피로수명이 1466FH(Flight Hour)이다. Fig. 4는 항공기 운용시간에 대한 B#1 구조물의 균열크기를 그래프 곡선으로 보여주고 있다.

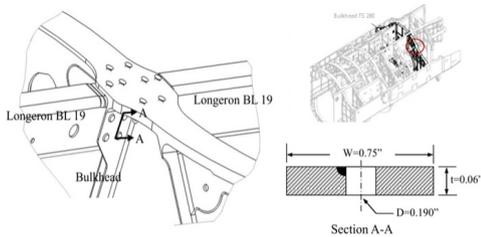


Fig. 3. B#1 Configuration and Flaw Definition

Table 2. B#1 Structural Life Analysis Result before Fitting

Fatigue Life	Initial Flaw	Critical Flaw	Inspection Ability
1466FH	0.05in	0.132in	0.03in

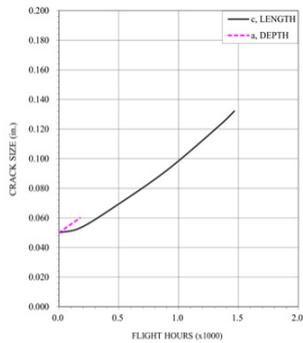


Fig. 4. B#1 Structural Life Analysis Curve

### 2.1.2 B#2 구조물의 균열 및 피로수명

B#2 구조물의 형상 및 균열 정의는 Fig. 5와 같으며 내구성 조건을 고려하여 초기균열 0.01in과 임계균열 0.032in에 따라 구조물 수명 검토결과 Table 3과 같이 피로수명이 2712FH(Flight Hour)이다. Fig. 6은 항공기 운용시간에 대한 B#2 구조물의 균열크기를 그래프 곡선으로 보여주고 있다.

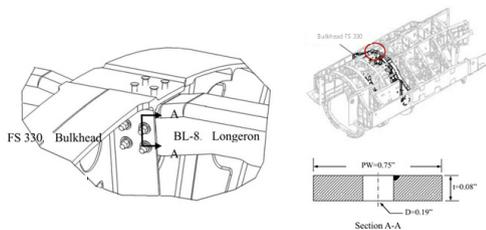


Fig. 5. B#2 Configuration and Flaw Definition

Table 3. B#2 Structural Life Analysis Result before Fitting

Fatigue Life	Initial Flaw	Critical Flaw	Inspection Ability
2712FH	0.01in	0.032in	0.03in

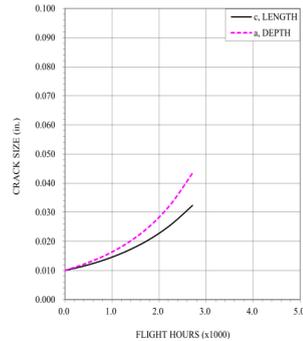


Fig. 6. B#2 Structural Life Analysis Curve

### 2.1.3 B#3 구조물의 균열 및 피로수명

B#3 구조물의 형상 및 균열 정의는 Fig. 7과 같으며 내구성 조건을 고려하여 초기균열 0.01in과 임계균열 0.044in에 따라 구조물 수명 검토결과 Table 4와 같이 피로수명이 9530FH(Flight Hour)이다. Fig. 8은 항공기 운용시간에 대한 B#3 구조물의 균열크기를 그래프 곡선으로 보여주고 있다.

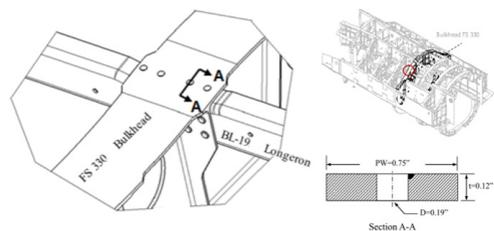


Fig. 7. B#3 Configuration and Flaw Definition

Table 4. B#3 Structural Life Analysis Result before Fitting

Fatigue Life	Initial Flaw	Critical Flaw	Inspection Ability
9530FH	0.01in	0.044in	0.03in

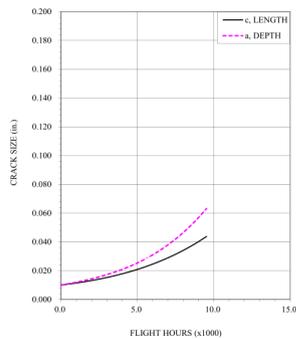


Fig. 8. B#3 Structural Life Analysis Curve

## 2.2 항공기 구조물 취약부위 개선

항공기의 안전한 운용을 위해 설계 시 설계하중 및 환경 운용 스펙트럼으로 반영되어 생성된 수명인 설계수명 (Design Service life)을 고려해야한다. 수명검토 결과 항공기 수명 요구도인 15000시간 이상과 대비하여 피로 수명이 부족함을 확인하였다. 또한 검사능력 대비 임계균열이 매우 작아 구조적 안전성 확보가 필요하다.

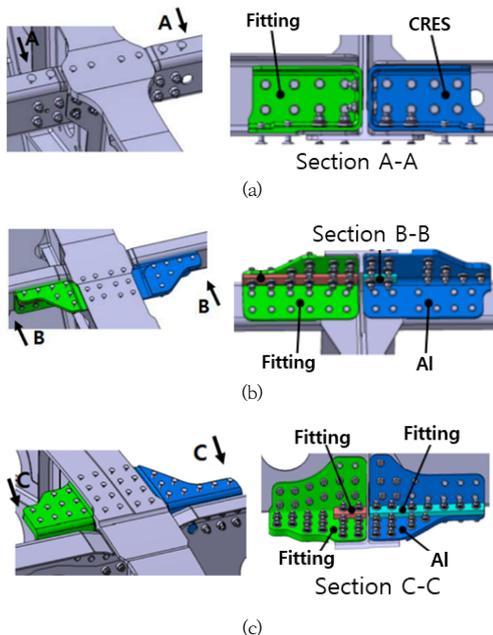


Fig. 9. Fitting Configuration  
(a) B#1 (b) B#2 (c) B#3

균열 발생 이후 수리하는 경우 보강 범위의 확대, 지속적인 점검 및 비용 증가 높을 수준으로 발생하여 항공기 안전에 부정적인 영향을 미친다. 따라서 취약부위인 B#1~#3 구조물은 보강 개선을 통해 수명 확보가 필수적이라고 판단하였다.

Fig 9.은 취약구조물에 대해 부품 추가를 통한 구조물 보강형상을 보여주고 있다. B#1의 경우 충분한 수명을 확보하기 위해 CRES 재질을 적용하였고 B#2와 B#3은 Bulkhead와 동일한 재질링 알루미늄을 적용하였으면 재료물성은 Table 5와 같다.

Table 5. Properties Comparison of Aluminium and CRES

Category	Properties	
	Aluminium 2124	CRES
Tensile Strength(Ftu)	63ksi	201ksi
Yield Strength(Fty)	54ksi	190ksi
Fatigue Life(da/dN)	$6.4 \times 10^{-6}$ (in/cycle)	$0.53 \times 10^{-6}$ (in/cycle)
Fatigue Strength	25(ksi, N=10 <sup>6</sup> )	57.1(ksi, N=10 <sup>6</sup> )
Fracture Toughness	$24 \text{ksi} \times \text{inch}^{0.5}$	$70 \text{ksi} \times \text{inch}^{0.5}$
Density	0.1lb/inch <sup>3</sup>	0.279lb/inch <sup>3</sup>

항공기에 작용하는 최대하중을 고려하여 균열의 생성과 성장에 대하여 위험을 식별하여 보강 필요 취약부위를 식별하였다. Table 6은 보강 전 후 취약부위에 작용하는 최대응력을 보여주고 있다. 최대응력은 취약부위의 보강 형상에 따라 하중 영향이 다르게 작용한다. 따라서 작용 응력의 변화량은 보강형상 및 재료특성에 의존한다. 각 취약부위별 작용하는 응력에 따라 보강을 결정하였고 임계균열길이 증가하여 구조 건전성 및 정적 마진이 확보된 것을 확인할 수 있다. Table 6과 같이 임계균열 길이의 증가에 따라 항공기 구조수명 해석결과 수명 요구도를 만족하였다. Fig 10.은 보강형상에 대하여 항공기 운용시간에 대한 균열크기의 변화를 보여주고 있다. B#1과 B#2 보강에 대한 구조수명은 25000시간 이상 확보 하였으며 보강 전과 다르게 항공기 운용 시 균열의 성장이 미비한 것을 확인하였다. 하지만 B#2는 항공기를 운용함에 따라 일정시간 이후 균열의 급격한 성장을 확인 하였지만 수명 요구도 이상의 수명을 확보하여 구조 건전성을 확인하였다.

Table 6. Structural Life Analysis Result after Fitting

Flaw Part	Category	Before Fitting	After Fitting
B#1	Design Limit Stress	11.044ksi	2.985ksi
	Spectrum Stress (Max)	10.092ksi	2.726ksi
	Critical Flaw Size	0.132in	0.264in
	Life	1466FH	>25000FH
B#2	Design Limit Stress	15.906ksi	11.166ksi
	Spectrum Stress (Max)	13.694ksi	9.648ksi
	Critical Flaw Size	0.032in	0.13in
	Life	2712FH	17280FH
B#3	Design Limit Stress	14.837ksi	10.412ksi
	Spectrum Stress (Max)	11.777ksi	8.31ksi
	Critical Flaw Size	0.044in	0.144in
	Life	9530FH	>25000FH

### 3. 결론

본 논문은 항공기 운용 중 구조에 작용하는 하중에 따라 발생하는 항공기 취약 구조의 수명을 분석하였다. 식별된 취약 부위의 구조 보강 개선 및 수명관리를 통해 항공기 구조 건전성 및 안전성을 확보하였다. 특히, 항공기 구조물 취약부위의 수명 분석을 통해 개선이 필요한 취약 3부위를 선정하였다. 취약 구조의 초기균열 및 임계균열크기를 도출하고 수명해석을 통해 피로수명을 분석하였다. 항공기 구조의 수명 요구도의 만족 여부 검토에 따라 구조물 보강을 통해 개선을 수행하였다. 취약구조 3부위의 구조개선 전 형상에 대한 수명 해석 결과 균열검사 능력 및 초기균열크기 대비 임계균열크기가 상대적으로 매우 적어 구조적 안전성 확보가 필요하였다. 그리고 항공기 하중과 형상 등에 따른 영향으로 3부위의 수명은 요구 수명 대비 피로수명이 부족함을 확인하였다. 따라서 구조 보강을 통해 형상을 개선하여 임계균열크기를 확보하였고 구조 안전성을 개선하였다.

취약부위의 식별 및 개선을 통해 항공기 운용 중 발생하는 균열에 대한 구조의 피로수명을 요구 수명 이상으로 확보하여 균열 및 파단에 의해 발생하는 수리비용과 과도한 보강범위 보다 최적화된 개선을 수행하였다. 향후 항공기 구조의 수명예측과 취약부위 식별 및 개선을 통한 구조물 품질 개선 연구에 활용하고자 한다.

### References

- [1] "Aircraft Structural Integrity Program (ASIP)," MIL-STD-1530D, 2016.
- [2] S.J. Iee, S.W. Jin, D.H. Kim, J.H. Yoon, "Advance Damage Tolerance Analysis Methodology for Service Life Extension Program of Military Aircraft," *Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics*, pp. 178-181, 2010.
- [3] "Department of Defense Joint Service Specification Guide : Aircraft Structures," JSSG-2006.
- [4] D.Y. Hwang, "Damage Tolerance Design and Prediction of Fatigue Life in Aircraft Structure," *The Korean Society of Mechanical Engineers*, 35(6) pp. 468-480, 1995.
- [5] Osgood, C. C, "Fatigue Design," *Pergamon Press*, 1982.
- [6] Forman, R. G, Kearney, V. E, Eagle, R. M, "Numerical Analysis of Crack Propagation in Cyclic-Loaded Structures," *Tran. ASME. J. Basic En., Vol. 89, No. 3*, pp. 459-464, 1967.

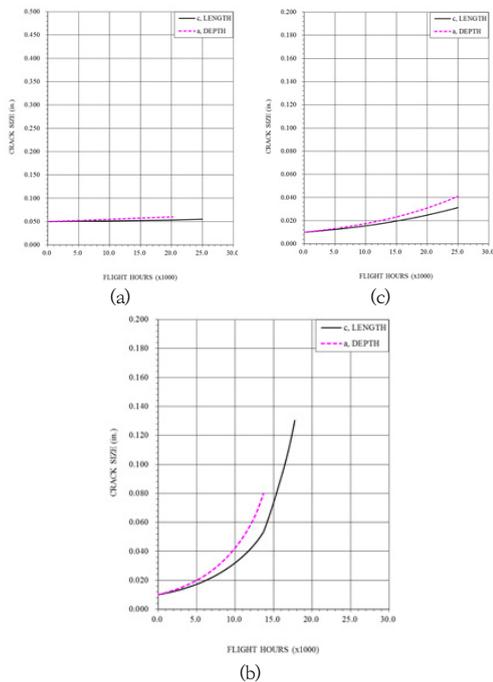


Fig. 10. Structural Life Analysis Curve after Curve  
(a) B#1 (b) B#2 (c) B#3

- [7] S.W. Jin, J.H. Jung, S.I. Beak, C.O. Moon, "RoKAF F-16C/D Block 32 Airframe Durability and Damage Tolerance Analysis Update Based on Actual Operational CSFDR Data," *Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics*, pp. 227-230, 2013.
- [8] Y.C. Chun, Y.J. Jang, T. J. Chung, K. W. Kang, "TStress Spectrum Algorithm Development for Fatigue Crack Growth Analysis and Experiment for Aircraft Wing Structure," *Transactions of the Korea Society of Mechanical Engineers -A* 39(1), pp. 1281-1286, 2015. DOI: <http://dx.doi.org/10.3795/KSME-A.2015.39.12.1281>
- [9] "Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure," AC 25.571.
- 

최 형 준(Hyoung-Jun Choi)

[정회원]



- 2012년 2월 : 경상대학교 항공우주공학과 (공학석사)
- 2013년 2월 ~ 2015년 7월 : 국방과학연구소 연구원
- 2018년 11월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원 재직

<관심분야>

항공우주, 체계, 유체

---

박 성 제(Sung-Jae Park)

[종신회원]



- 2012년 2월 : 한국항공대학교 항공기시스템공학과 (공학학사)
- 2014년 8월 : 일리노이주립대학교 MBA (경영학석사)
- 2011년 8월 ~ 2013년 8월 : 캐세이퍼시픽항공 항공정비사
- 2014년 12월 ~ 현재 : 국방기술품질원 선임연구원

<관심분야>

항공공학, 체계공학, 경영전략