

# 피로수명 연장을 위한 항공기 프레임 노치부위 국부형상 최적설계 Local Shape Optimization of Notches in Airframe for Fatigue-life Extension

\*강진혁<sup>1</sup>, 안다운<sup>2</sup>, 윤기준<sup>3</sup>, 최주호<sup>4</sup>

\*J. H. Gang<sup>1</sup>, D. W. An<sup>2</sup>, G. J. Yoon<sup>3</sup>, J. H. Choi(jhchoi@kau.ac.kr)<sup>4</sup>

<sup>1</sup>한국항공대학교 항공재료공학과, <sup>2</sup>한국항공대학교 기계공학과,

<sup>3</sup>한국항공대학교 기계공학과 <sup>4</sup>한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

Key words : Shape Optimization, Gradient-less Optimization, Fatigue-Life, Airframe, Stress Concentration, Robust Optimization

## 1. 서론

항공기분야에서는 노후항공기의 안전성 확보와 수명 연장을 위한 대책 연구가 활발히 진행되고 있다. 노후항공기의 안전을 위협하는 주요 손상 원인으로 부식과 피로에 의한 균열(crack)이 있는데, 본 논문에서는 노후항공기에 발생한 균열을 보수하여, 피로수명을 연장하는 방법에 대해 다루고자 한다.

본 연구에서 제시하는 균열 보수 방법은 비구배최적설계(gradient-less optimization)기법으로 강건설계의 개념을 노후항공기의 균열 보수에 도입하여, 여러 가지 다양한 각도로 작용하는 변동하중에 대해 피로수명이 증가하는 최적의 형상을 찾았다.

## 2. 형상최적화 절차

본 연구에서 사용한 최적화 기법은 복잡한 구배 대신 형상을 결정하는 설계점에서의 응력을 이용하여 설계영역을 가감함으로써 새로운 형상을 정의한다. 그리고 이러한 과정의 반복을 통해 설계점에서 발생하는 응력이 일정한 값으로 수렴하면 최적화가 완료된다. 먼저 Fig. 1 과 같이 내부 홀이 있는 무한 평면에 단일하중이 작용할 경우를 살펴보자. 내부 홀의 경계  $\Gamma$ 를 결정하는 설계점( $i=1..k$ )에 발생한 접선방향텐서(이하 응력)를  $\sigma_i$ 라고 할 때, 해석결과가 감되는 경계의 변화량(또는 설계점들의 위치변화량)은 식 (1)에 의해 결정된다.

$$d_i = \left( \frac{\sigma_i}{\sigma} - 1 \right)^2 s \quad (1)$$

여기서  $d_i$ 는 각 설계점의 위치변화량,  $\sigma$  는 기준 응력,  $s$ 는  $d_i$ 의 크기를 결정해주는 계수이다. 식(1)의 반복을 통

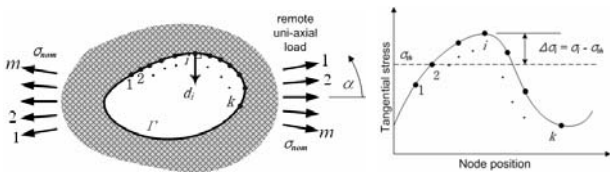


Fig. 1 Schematic to explain the gradient-less shape optimization method for an arbitrary boundary segment

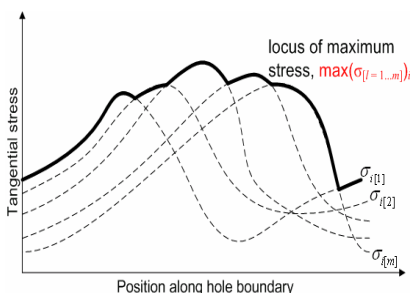


Fig. 2 Typical stress distributions about part of an arbitrary hole shape for different load condition cases, showing the locus of the maximum-stress distribution

해 경계에 발생하는 응력들은  $\sigma$ 에 접근하며, 수렴여부를 판단하는 기준을 만족할 경우 최적화는 완료된다. 하중의 각도가 범위(산포)를 가지는 경우에는 Fig. 2에 표현된  $m$ 개의 단일하중에 의한 응력 중 가장 큰 값들로만 구성된  $Max(\sigma_{i=1..m})$ 로 식(1)의  $\sigma_i$ 가 대체된다.

앞의 내용을 기초로 피로수명을 최대화하는 홀의 형상 최적화에 대하여 설명하겠다. 피로수명의 계산은 응력-수명 방법을 이용했으며, 평균응력에 대한 영향을 배제하였다. 변동하중이 반복적으로 작용하는 경우, 하중에 대한 정보가 누적되면 통계학적 관점에서 하중을 특정한 분포로 정의할 수 있는데, 본 논문에서는 변동하중이 정규분포를 따른다고 가정하였다. 피로손상은 각 방향 단일 하중에 의한 피로수명을 구하고, 손상합산법(Miner's rule)을 이용하여 경계에 발생하는 누적손상을 구할 수 있다. 매 해석 후 결정되는 설계점들의 위치변화량은 식(1)의  $\sigma_i$ ,  $\sigma$ 를  $f_i$ (각 설계점에 발생하는 누적 손상),  $f$ (최적형상 결정에 기준이 되는 누적손상)로 대체하여 최적화를 진행한다.

## 3. 날개 뒷전 조립체 리브의 균열 보수

Fig. 3의 왼쪽 그림은 국내에서 사용 중인 군용항공기의 좌측날개 뒷전 사진이며, 1,119(h)의 기체시간 후 리브의 경계부에 발생한 균열을 확인할 수 있었다. 현재 국내에서는 균열부에 0.125"φ의 스태프홀을 생성하고 Fig. 3의 오른쪽 그림과 같이 패치보강을 하는 수리 방법이 사용되고 있다. 본 논문에서는 현재 사용되고 있는 리브 및 패치보수가 완료된 리브의 응력상태를 파악하고, 균열이 발생한 리브에 대해서 앞서 제시한 형상최적화기법을 적용하여 그 결과를 비교해 보았다.

본 연구에 적용된 리브는 Fig. 4와 같은 형상으로 2D 8절점 평판요소로 구성하였고, 두께는 0.032"로 정의하였다. 오른쪽 경사면의 모든 자유도를 구속하였고, 리브 상단면의 수직방향으로 하중을 적용해주었다. 그리고 본 논문에서의 방법을 이용해 정하중 및 피로손상에 대한 최적의

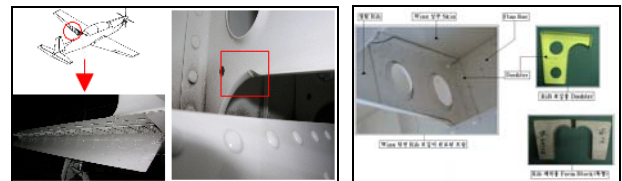


Fig. 3 Rear assembly body of wing and shape of the repaired Rib

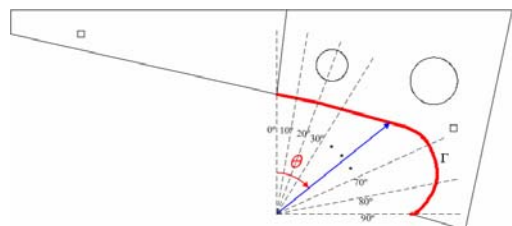


Fig. 4 The geometric shape defined by angle about boundary  $\Gamma$

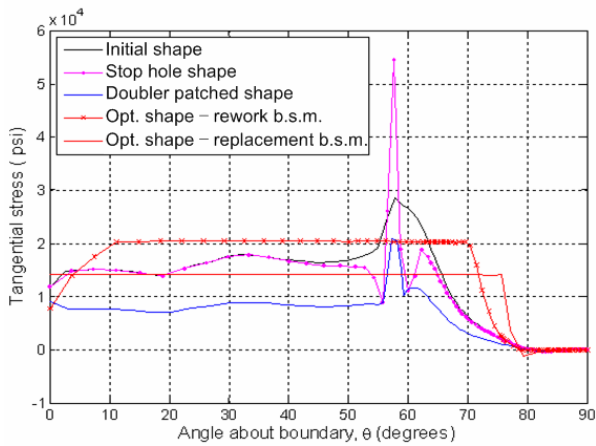


Fig. 5 Stress distribution about the basic stress minimization optimal boundaries, as compared to the previous method

리브 형상을 찾았다. Fig. 5는 리브 하단 경계부에 나타나는 응력을 표현한 것으로 실제 발생하는 리브의 균열 위치와 해석 결과가 동일한 것을 알 수 있으며, 패치 보수와 본 방법을 통한 보수 결과 발생하는 최대 응력이 유사함을 알 수 있다. 그러나 리브의 경계를 따라 발생하는 응력이 본 방법의 경우 일정하게 유지되어 더욱 효율적임을 알 수 있다.

피로수명을 고려한 형상최적화의 경우도 앞서 사용한 세 가지 응력에 대해 최적화를 수행하였다. Fig. 6에 보인 그림은  $N(0^\circ, 5^\circ)$ 의 변동하중이  $10^6$ 회 반복한 경우 피로손상을 나타낸 것으로써, 현재 사용 중인 리브의 경우 매우 큰 피로손상을 보이며, 패치보수의 경우 국부적으로 1.36 정도의 피로손상을 나타내고 있다. 본 방법을 이용한 최적화형상의 경우  $10^\circ \sim 70^\circ$  구간에서 일정한 피로손상이 나타나고 있으며, 그 값은 1.03으로 가장 낮다. 각 하중 상황에 대한 피로손상도를 Table 1에 정리하였다.

#### 4. 결론

본 연구에서 제안한 형상최적화 기법은 2D 유한요소 해석에 기반을 두었으며, ANSYS10.0 및 MATLAB2006a를 이용하여 프로그래밍 하였다.

국내에서 사용 중인 군용항공기의 날개 뒷전 조립체 리브에 본 연구에서 제안한 형상 최적설계 기법을 적용해 보았다. 현재 사용중인 방법으로 보수 후 리브 상부에 220 b의 하중을 적용하고 발생하는 최대 응력을 살펴보면, 하중 작용 방향이  $\alpha = 0^\circ$ 에 대하여  $20.76k\ si (\approx 140M\ a)$ 수준으로

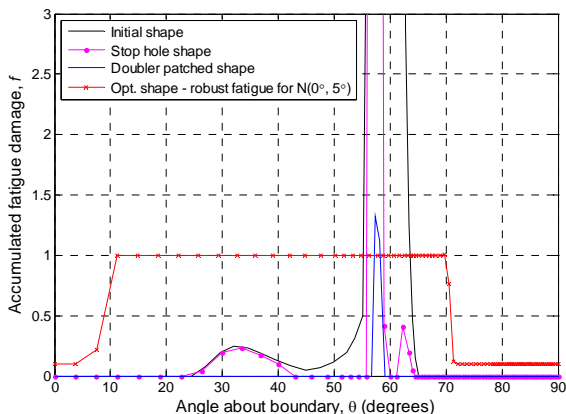


Fig. 6 Accumulated fatigue damage results for a normal  $\alpha - N$  distribution  $N(0^\circ, 5^\circ)$ , for the robust fatigue optimized solution, as compared to the initial, stop-hole and doubler-patched shapes

Table 1 Summary of peak fatigue damage results, as compared to the previous method and optimization method of present paper

Method		Load-angle occurrence $\alpha - N$ distribution	Peak fatigue-damage $f$
Previous method	Initial	$\alpha = 0^\circ$	47.51
		$(-5^\circ, +5^\circ)$	46.93
		$N(0^\circ, 5^\circ)$	46.21
Previous method	Doubler	$\alpha = 0^\circ$	1.36
		$(-5^\circ, +5^\circ)$	1.35
		$N(0^\circ, 5^\circ)$	1.33
Shape OPT. method	Basic fatigue	$\alpha = 0^\circ$	1.03
		Robust fatigue-damage minimization $(-5^\circ, +5^\circ)$	1.02
		Robust stress minimization $N(0^\circ, 5^\circ)$	1.00
Shape OPT. method	Basic stress minimization $\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	1.09
		$(-5^\circ, +5^\circ)$	1.08
		$N(0^\circ, 5^\circ)$	1.06
Shape OPT. method	Robust stress minimization $-5^\circ \leq \alpha \leq 5^\circ$	$(-5^\circ, +5^\circ)$	1.11
		$N(0^\circ, 5^\circ)$	1.09

나타났으며, 본 형상최적화기법의 결과는  $20.41k\ si$ 로 두 방법이 유사하게 나타났다. 그러나 응력집중부위를 제외한 나머지 경계에서 발생하는 응력을 살펴보면, 본 방법의 경우  $20.41k\ si$ 로 일정하게 유지되는 반면, 패치를 이용한 보수의 경우  $10k\ si$  이하의 응력이 발생하고 있다. 이것은 과도한 보수로 인한 결과이며, 동일한 응력(또는 피로손상)제한 조건에 대해 본 연구에서 제시한 방법이 더욱 효율이 좋다는 것을 나타내고 있다.

리브에 발생한 균열의 원인이 일시적으로 작용한 하중이 아닌 누적된 피로손상으로 보고 패치 보강 및 본 방법을 이용한 리브의 피로수명을 비교해 보았다. 여러 종류의 하중을  $1 \times 10^6$ 회 반복한 결과 발생하는 피로 손상의 최대 값은 패치 보강의 경우  $f = 1.35$  정도이며 본 방법의 경우 1.00 정도로 나타났다. 이 결과를 통해 본 방법이 패치를 이용한 보수보다 피로파괴에 더욱 안전하며, 보수과정 또한 간단하기 때문에 더욱 효율적인 보수 방법이라고 할 수 있다.

#### 참고문헌

- McDonald, M. and Heller, M., "Robust shape optimization of notches for fatigue-life extension," Struct and Multidisc Optim, Vol.28, No. 1, pp. 55~68, 2004.
- Zhixue, W., "On the optimization problem of fillets and holes in plates with curvature constraints," Struct and Multidisc Optim, Published online, 2007.
- Chaperin, P., Jones, R., Heller, M., Pitt, S. and Rose, F., "A methodology for structural optimization with damage tolerance constraints," Engineering Failure Analysis, Vol. 7, pp. 281~300, 2000.
- Burchill, M. and Heller, M., "Optimal free-form shapes for holes in flat plates under uniaxial and biaxial loading," Journal of Strain Analysis for Engineering Design, Vol. 39, No. 6, pp. 595~614, 2004.
- Haugen, E. B., Probabilistic Mechanical Design, Wiley, New York, Appendix 10-B, 1980.