

피로수명 연장을 위한 항공기 프레임 노치부위 국부형상 최적설계

원준호* · 최주호† · 강진혁** · 안다운** · 윤기준**

(2007년 12월 17일 접수, 2008년 9월 24일 수정, 2008년 10월 21일 심사완료)

Local Shape Optimization of Notches in Airframe for Fatigue-Life Extension

Jun-Ho Won, Joo-Ho Choi, Jin-Hyuk Gang, Da-Wn An and Gi-Jun Yoon

Key Words : Shape Optimization(형상최적설계), Non-Gradient Optimization(비구배최적설계), Fatigue-Life(피로수명), Airframe(항공기프레임), Stress Concentration(응력집중), Robust Optimization(강건최적설계)

Abstract

The aim of this study is to apply shape optimization technique for the repair of aging airframe components, which may extend fatigue life substantially. Free-form optimum shapes of a cracked part to be reworked or replaced are investigated with the objective to minimize the peak local stress concentration or fatigue-damage. Iterative non-gradient method, which is based on an analogy with biological growth, is employed by incorporating the robust optimization method to take account of the stochastic nature of the loading conditions. Numerical examples of optimal hole shape in a flat plate are presented to validate the proposed method. The method is then applied to determine the reworked or replacement shape for the repair of a cracked rib in the rear assembly wing body of aircraft.

1. 서 론

최초 설계 수명을 넘긴 항공기를 총칭하는 노후 항공기(aging aircraft)⁽¹⁾가 증가함에 따라 항공기술 분야에서는 노후항공기의 안전성 확보와 수명연장을 위한 대책 연구가 활발히 진행되고 있다. 미국의 경우 군용기의 평균 수명이 40년을 넘어서고 있으며 이들은 아직도 20~30년 더 사용될 예정이고, 민간항공기의 경우에도 노후화되기는 마찬가지이다. 이러한 노후항공기의 안전을 위협하는 기체 구조의 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 보수 방법에는 비구배최적설계(non-gradient optimization)기법이 적용된다. 기존의 최적설계기법에 의해 설계된 계(system)는 불확실한 잡음인자(noise factor)에 의해 예상된 기능을 발휘하지 못하거나, 파손될 가능성이 존재한다. 과거의 설계 과정에서는 이러한 잡음인자의 영향을 고려하기 보다는 설계 후에 잡음 자체를 감소, 제거하려는 관점에서 안전계수를 보다 크게 사용하거나 제작 시 공차를 더욱 작게 주어 문제점을 해결하고자 하였다. 그러나 공차의 조정과 안전계수의 도입은 제작 원가를 증가시킬 뿐, 잡음이 제거된다는 보장이 없었다. 그래서 이러한 문제점을 해결하기 위해 최근에는 발생 가능한 잡음인자를 정의하고, 정의된 잡음에 대해 둔감한 반응을 나타내는 설계안을 찾고자 하는 노력이 있어 왔다.

본 연구에서 사용한 균열보수방법은 Heller⁽²⁾에 의해 제안되었으며, Wu⁽³⁾에 의해 다양하게 적용되었다. 본 연구와 유사한 연구로는 Kristensen,⁽⁴⁾

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

† 책임저자, 회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
E-mail : jhchoi@kau.ac.kr
TEL : (02)300-0117 FAX : (02)3158-5769

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

Xie⁽⁵⁾, Herskovits⁽⁶⁾ 등에 의해 진행된 것으로 여러 하중 각도에 따라 발생하는 노치부의 응력계수들이 유사한 값을 갖도록 하는 형상에 대한 연구가 있었다. 그러나 위 연구들은 다양한 범위의 하중이 아닌 단지 몇 가지의 하중만을 고려하였으며, 피로수명에 대한 형상연구는 아니었다. 그 후 Fanni⁽⁷⁾에 의해 피로집중계수(K_f)를 최소화 하는 최적화가 수행되었으며, 이와 유사하게 피로손상 (fatigue damage)을 최소화하는 연구가 Grunwald⁽⁸⁾에 의해 시행되었다. 더욱 최근에는 Chaperon⁽⁹⁾에 의해 파괴역학 기반의 최적설계가 수행되었다. 그의 Yu⁽¹⁰⁾는 피로수명을 위한 구조형상 최적설계를 수행하였고 Park⁽¹¹⁾은 손상허용을 고려한 설계를 하여 피로수명을 예측하였다. 그러나 이러한 연구들이 변동하중에 대한 강건성을 부여하지는 못하였다. 그래서 본 논문에서는 변동하중을 통계학적 개념으로 정의하고, 변동하중에 대해 강건한, 그리고 피로수명을 연장시키는 최적의 형상을 찾는 방법에 대해 설명할 것이다.

2. 형상최적화의 절차

2.1 응력을 고려한 형상최적화

기본적인 단일 하중에 대해 응력을 최소화하는 형상최적화 기법을 설명하도록 한다. 본 연구에서 사용한 최적화 기법은 복잡한 구배 대신 형상을 결정하는 설계점에서의 응력을 이용해 설계영역을 가감함으로써 새로운 형상을 정의한다. 그리고 이러한 과정의 반복을 통해 설계점에서 발생하는 응력이 일정한 값으로 수렴하면 최적화가 완료된다. 먼저 Heller⁽²⁾에 의해 제안되었던 Fig. 1과 같이 내부 홀이 있는 무한 평면에 단일하중($\alpha = 0^\circ$)이 작용할 경우를 살펴보자. 내부 홀의 경계 Γ 를 결정하는 설계점($i = 1 \dots k$)에서 발생한 접선방향텐서(이하 응력)의 분포가 Fig. 2와 같을 때, 해석 결과 가감되는 경계의 변화량(또는 설계점들의 위치 변화량)은 식(1)에 의해 결정된다.

$$d_i = \left(\frac{\sigma_i}{\sigma_{th}} - 1 \right) s \quad (1)$$

여기서 d_i 는 각 설계점의 위치 변화량으로써 경계 Γ 의 법선 방향으로 이동하며, σ_i 는 설계점의 응력을 나타낸다. σ_{th} 는 기준 응력으로써, 특정 위치의 응력일수도 있고, 설계자가 정의하는 응력일 수도 있다. s 는 d_i 의 크기를 결정해주는 계수로써

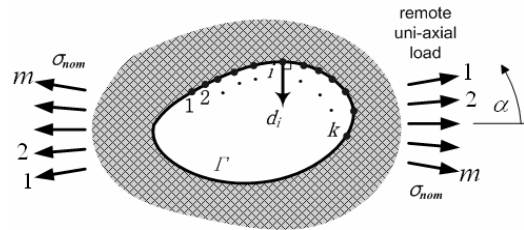


Fig. 1 Geometry and notation of an arbitrary hole in a plate under a remote uniaxial load with varying orientation α , showing the discretized load cases representing the continuous variation

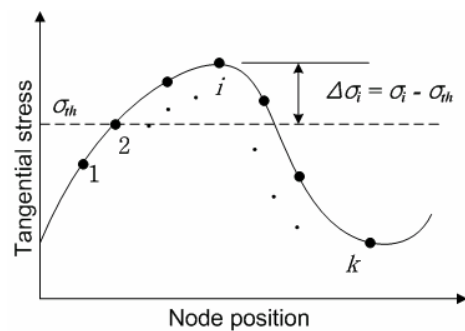


Fig. 2 Tangential stress distribution along the boundary segment

일반적으로 0.1~0.01 인데 아직 이 값을 결정하는 이론적인 근거를 마련하지 못하였고 모델에 따라 경험에 의존하여 값의 크기를 결정하고 있다. 이 식은 생체역학적 성장원리에서 착안된 것으로 Mattheck⁽¹²⁾에 의해 처음 제안되었다. 만약 각 설계점에서 발생하는 응력이 σ_{th} 보다 작은 경우에는 경계의 바깥쪽으로, 반대의 경우에는 경계의 안쪽으로 설계점이 이동한다. 이 과정의 반복을 통해 경계에 발생하는 응력들은 σ_{th} 에 접근하며, 수렴 여부를 판단하는 기준을 만족할 경우 최적화는 완료된다. 각 설계점은 경계 Γ 의 법선 방향으로 이동하고 그 이동량이 작기 때문에 2 차원 형상최적 설계에서 일반적으로 발생하는 곡선의 꼬임 문제는 발생하지 않는다.

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

본 연구에서는 설계점의 이동량 d_i 를 결정하는 식을 식 (2)로 수정하여 최적화를 수행하였는데 이렇게 간단한 수정으로 해의 수렴속도가 약 12% 증가하는 결과를 얻을 수 있었다. 설계변수의 수가 적고 형상이 간단한 문제의 경우 식 (1)과 같은 1 차 식을 이용하는 것이 수렴 속도 증가를 위

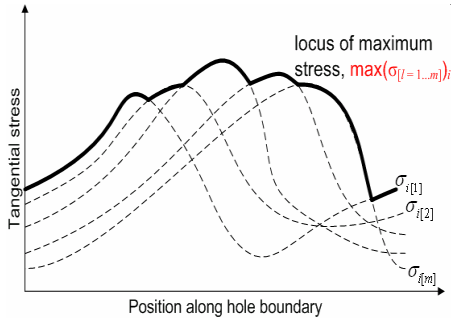


Fig. 3 Typical stress distribution about part of an arbitrary hole shape for different load condition cases, showing the locus of the maximum stress distribution

해 효율적이다. 하지만 본 연구에서 다루고 있는 문제들의 경우 1 차 식을 사용하여 설계점의 이동량을 크게 하면 형상의 특성상 응력 집중이 발생할 수 있는 여지가 있어 이에 따른 오차를 최소화하기 위해 2 차 항을 사용하였다. 3 차 이상의 식을 사용할 경우 원래 식의 특성에 따라 수렴 속도가 현저히 떨어지게 된다.

이제 Fig. 1의 α 가 범위(산포)를 가질 때 형상최적화 방법에 대해서 살펴보자. 여기서 α 는 변동하중의 각도를 나타내며, 일정 범위에서 불규칙적으로 발생한다. 실제 적용은 범위를 가지는 변동하중 대신 이산화 과정으로 구한 m 개의 단일 하중 ($l = 1 \dots m$)을 사용한다. Fig. 3에 표현된 곡선은 m 개의 단일 하중에 의한 응력이며 $\sigma_{l(l=1 \dots m)}$ 로 표현하였다. 그리고 경계를 따라 나타나는 응력의 최대값을 $\max(\sigma_{l=1 \dots m})_i$ 로 표현할 수 있는데 변동하중을 고려한 최적화의 경우 식 (2)는 식 (3)으로 대체되어 최적화가 진행된다.

$$d_i = \left(\frac{\max(\sigma_{l=1 \dots m})_i}{\sigma_{th}} - 1 \right)^2 s \quad (3)$$

2.2 피로수명을 고려한 형상최적화

앞의 내용을 기초로 피로수명을 최대화하는 홀의 형상최적화에 대하여 설명하겠다. 피로수명의 계산은 응력-수명을 이용하였으며, 평균응력에 대한 영향을 배제하였다. Fig. 1의 변동하중이 반복적으로 작용하는 경우, 하중에 대한 정보가 누적되면 통계학적 관점에서 하중을 특정한 분포로 정의할 수 있는데, 설명을 위해 변동하중이 정규분포를 따른다고 가정하자. 피로수명을 고려한 최적화의 과정에도 변동하중에 대한 이산화 과정이 필요하며, 각 방향으로 작용하는 단일하중의 반복수에 대한 정

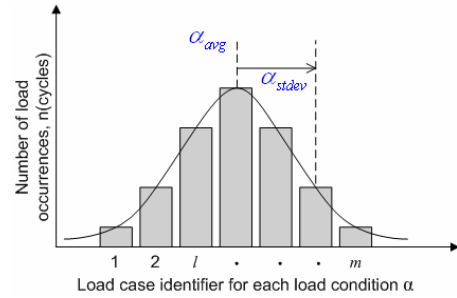


Fig. 4 Schematic of a load-occurrence normal distribution, showing the idealized continuous function and a typical discretized load-case distribution

의가 필요하다. 단일 하중의 반복수는 식 (4)를 통해 계산된다.

$$n_{l(l)} = n_{total} \left[\frac{1}{\sqrt{2\pi}\alpha_{stdv}} e^{-\frac{1}{2} \left(\frac{\alpha_{l(l)} - \alpha_{avg}}{\alpha_{stdv}} \right)^2} \right] \quad (4)$$

여기서 α_{avg} 와 α_{stdv} 은 하중각도의 평균과 표준편차를, $\alpha_{l(l)}$ 은 이산화된 하중의 각도를 나타내며, n_{total} 은 하중의 총 반복수를 나타낸다. Fig. 4는 하중각도가 $N(\alpha_{avg}, \alpha_{stdv})$ 인 분포에 대한 반복수와 식 (4)에 의해 이산화된 반복수를 도시화 한 것이다. 피로손상은 각 방향 단일 하중에 의한 피로수명을 구하고, 손상합산법(Miner's rule)⁽¹³⁾

$$f_i = \sum_{l=1}^m \frac{n_{l(l)}}{(N_{f(l)})_i} \quad (5)$$

을 이용하여 경계에 발생하는 누적손상을 구할 수 있다. 여기서 $N_{f(l)}$ 은 단일 하중에 의한 파괴될 때까지의 반복수이다. 만약 식 (5)의 값이 1 보다 큰 경우는 n_{total} 회의 하중이 가해지기 전에 피로에 의한 균열이 발생한다. 매 해석 후 결정되는 설계점들의 위치변화량은 식 (6)으로 정의된다. 여기서 f_i 는 각 설계점에 발생하는 누적손상이며, f_{th} 는 최적형상 결정에 기준이 되는 누적손상이다.

$$d_i = \left(\frac{f_i}{f_{th}} - 1 \right)^2 s \quad (6)$$

2.3 최적화의 순서 및 수렴판단

앞서 설명한 내용을 바탕으로 형상최적화과정을 실제 설계자의 편의에 맞게 통합하였다. 유한요소

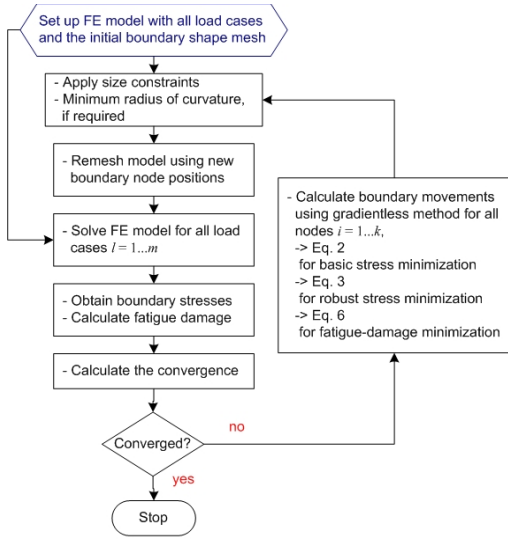


Fig. 5 Flow chart of the iterative FEM implementation of the non-gradient shape-optimization method

해석은 ANSYS10.0 의 APDL 을 이용하여 자동으로 하중의 방향을 입력받고 해석결과를 출력하도록 프로그래밍 하였으며, 피로수명 및 손상합산은 수치해석 프로그램인 MATLAB2006a 를 사용하였다. 이러한 일련의 과정을 Fig. 5를 통해 나타내었다. 응력을 고려한 최적화의 경우 홀의 경계에 발생하는 응력은 σ_{th} 로 점차 수렴하게 되는데, 최적화의 완료 여부는 다음과 같이 판단한다.

$$\Psi_{\sigma_j} = \frac{\left(\max(\sigma_{[l]})_i\right)^{j-1}}{\left(\max(\sigma_{[l]})_i\right)^j} \quad (7)$$

$$\max\left(\left|\Psi_{\sigma_j}\right|\right) \leq 0.002 = 0.2\% \quad (8)$$

우선 각 설계점에서 계산되는 전 단계와 현재단계 응력차를 식 (7)로 정의하고 경계에서 발생하는 응력차 중 가장 큰 값이 0.002 이하다 되면 최적화는 완료된다. 피로손상의 경우도 응력과 동일한 방법을 통해 최적화 완료 여부를 판단하였다.

3. 수치예제

3.1 적용 모델

본 논문에서 제시한 형상최적화기법을 Fig. 6과 같이 내부에 홀이 있는 넓은 평판에 적용하였다. 이 모델은 호주 공군이 보유중인 F-111 의 날개부 (fuel-flow-vent-hole)에 대한 형상최적화에 사용된 모델로써 Heller⁽²⁾ 등에 의해 연구되었다. 내부 홀은 너비와 높이가 제한되어 있으며, 각도 α 에 의해 정의되는 단일하중이 평판의 외부경계에 작용

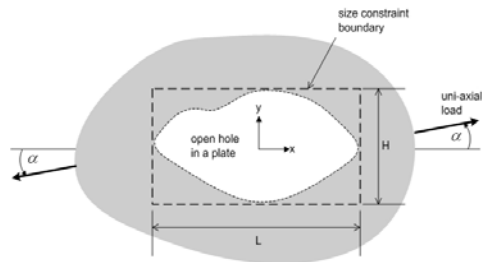


Fig. 6 Example problem of a size-constrained hole in a large plate under a remote uniaxial load

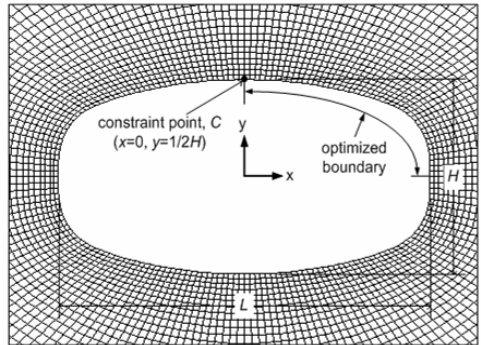
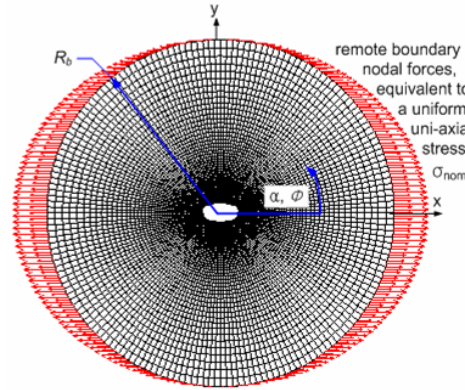


Fig. 7 Example view of the FE mesh for the hole-in-a-plate problem, showing the remote uniaxial stress applied at the nominal inclination angle of $\alpha=0^\circ$

한다. 해석에 사용한 유한요소 모델은 Fig. 7의 형상으로 2D 8절점 평판요소로 구성되어 있으며, 평판의 두께는 1 이라 가정했다. Fig. 7모델의 1/4 분면을 기준으로 홀의 경계에는 총 45 개의 요소가 존재하며, 평판내부에 균일한 응력분포 σ_{nom} 이 발생하도록 식 (9)를 이용하여 하중을 적용하였다.⁽²⁾

$$\begin{aligned} F_x(\text{corner})_i &= \frac{2}{3} \sigma_{nom} 2R_b \left(\frac{\beta}{4}\right) \cos(\alpha - \phi_i) \cos(\alpha) \\ F_y(\text{corner})_i &= \frac{2}{3} \sigma_{nom} 2R_b \left(\frac{\beta}{4}\right) \cos(\alpha - \phi_i) \sin(\alpha) \\ F_x(\text{midside})_i &= \frac{4}{3} \sigma_{nom} 2R_b \left(\frac{\beta}{4}\right) \cos(\alpha - \phi_i) \cos(\alpha) \\ F_y(\text{midside})_i &= \frac{4}{3} \sigma_{nom} 2R_b \left(\frac{\beta}{4}\right) \cos(\alpha - \phi_i) \sin(\alpha) \end{aligned} \quad (9)$$

식 (9)에서 $2R_b$ 는 평판의 외경으로 그 크기는 $10L$ 이며, β 는 각 요소의 모서리 절점들 사이의 간격($\beta = 2^\circ$)이고 ϕ 는 원통좌표계의 원주방향 좌표에 해당한다. 응력을 고려한 최적화 과정에서는 σ_{nom} 을 1 로 가정, 피로수명을 고려한 경우는 100 으로 가정하였다. 그리고 홀의 너비와 높이에 대한 제한이 $L=2H$ 인 모델에 대해서 최적화를 수행하였으며, 홀의 형상 결정에 있어 최소곡률반경 $\rho = R_{min} / L$ 이 0.075 및 0.15 인 경우와 최소곡률반경에 대한 제한이 없는 경우($\rho = 0$ 으로 표기)에 대하여 최적화를 수행하였다.

3.2 응력을 고려한 최적설계

먼저 $\alpha=0^\circ$ 인 단일하중에 대해 최적화를 수행하였다. 최소곡률반경 ρ 에 대한 제한이 없는 경우와 ρ 가 0.15 인 경우를 고려했으며, 그 결과 K_t 는 1.71 및 1.78 로 나타났다. 만일 하중방향의 산포가 없다면 $\rho = 0$ 인 조건하에 결정된 최적형상이 좋은 설계안이라 볼 수 있다. 그러나 하중방향에 산포가 존재하는 경우는 Fig. 8과 같이 곡률제한이 있는 형상이 실제 문제에 더 적합하다는 것을 알 수 있다. 이 결과를 통해 홀 형상에 곡률을 부여

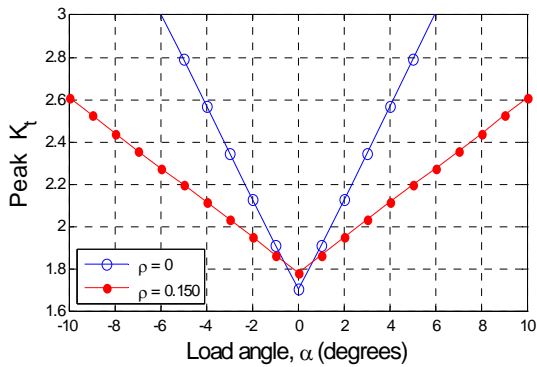


Fig. 8 K_t sensitivity curves for the basic stress-minimization optimal hole shapes with and without a minimum-radius constraint

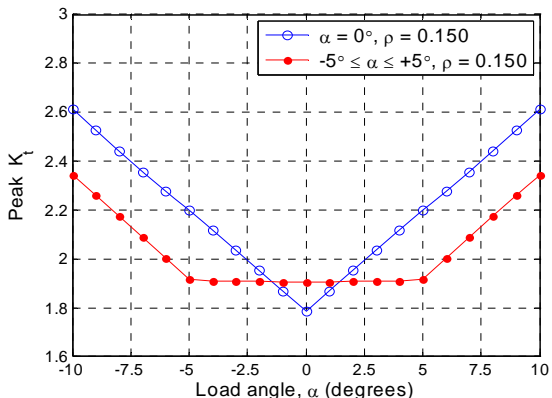


Fig. 9 K_t sensitivity curves for the robust & non-robust stress-minimization optimal hole shapes

함으로써 변동하중에 대한 응력의 민감도를 감소시킬 수 있으나, 하중범위 α 에 의한 K_t 의 변화량이 여전히 존재한다. 그래서 구간 $-5^\circ \leq \alpha \leq +5^\circ$ 에서 일정한 K_t 를 갖는 즉, 변동하중에 강건한 최적의 형상을 찾기 위한 형상최적화를 수행하였다. 그 결과 응력집중계수는 Fig. 9로 나타났다.

3.3 피로수명을 고려한 최적설계

α 가 고정된 단순반복 하중, 균등분포 $U(-5^\circ, 5^\circ)$ 의 확률로 반복되는 하중, 정규분포 $N(0^\circ, 5^\circ)$ 의 확률로 반복되는 하중에 대하여 피로수명을 고려한 홀의 형상최적화를 수행하였다. 사용한 하중의 크기는 $\sigma_{nom} = 100$ 이며 총 1×10^5 회 홀의 외부에서 가해진다. 극한강도(σ_u)는 $3\sigma_{nom}$ 으로 가정하였고 $0.9\sigma_u$ 와 $0.5\sigma_u$ 를 각각 1×10^3 , 1×10^6 회의 피로수명에 해당하는 교번응력으로 정의하였다. 각 하중별 형상최적화를 수행하고, 그 결과 구해진 최적형상 및 피로손상을 Fig. 10, Fig. 11 및 Table 1에 나타내었다.

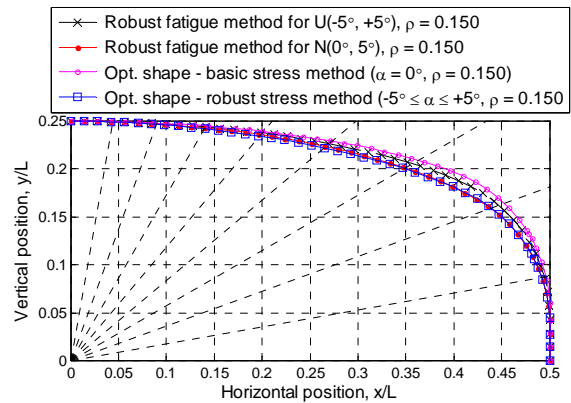


Fig. 10 Optimal hole shapes determined by the robust fatigue damage minimization method as compared to the basic and robust stress-minimized shapes

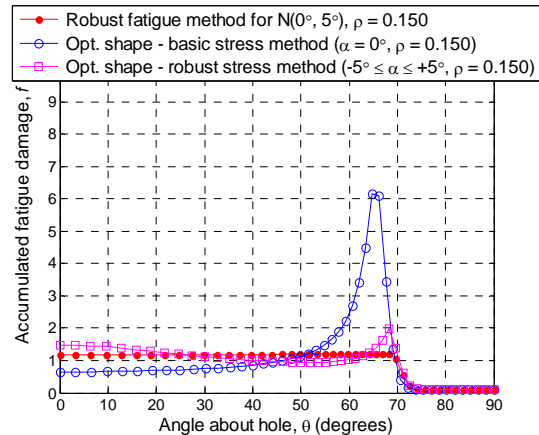


Fig. 11 Cumulative fatigue-damage results for distribution $N(0^\circ, 5^\circ)$, for the robust fatigue-optimized solution, as compared to the basic and robust stress-minimized shapes

Table 1 Summary of peak fatigue-damage results for the robust fatigue-damage minimization optimal shapes for a 2:1 hole aspect ratio with $\rho = 0.15$

Optimization method	Load-angle occurrence $\alpha - N$ distribution	Peak fatigue-damage f
Robust fatigue-damage	$U(-5^\circ, 5^\circ)$	0.92
	$N(0^\circ, 5^\circ)$	1.20
Basic stress $\alpha = 0^\circ$	Fixed at $\alpha = 0^\circ$	(stress)/(fatigue) 0.76 / 0.76
	$U(-5^\circ, 5^\circ)$	2.14
Robust stress $-5^\circ \leq \alpha \leq 5^\circ$	$U(-5^\circ, 5^\circ)$	1.57
	$N(0^\circ, 5^\circ)$	1.97

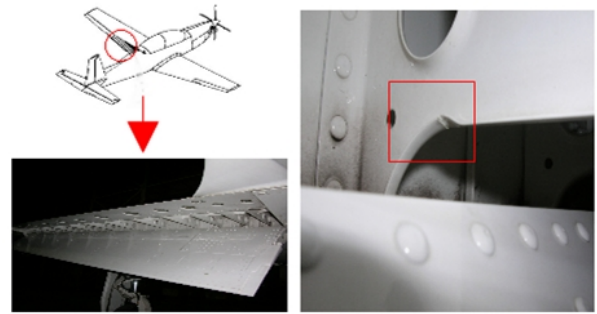


Fig. 12 Rear assembly body of wing & shape of the crack

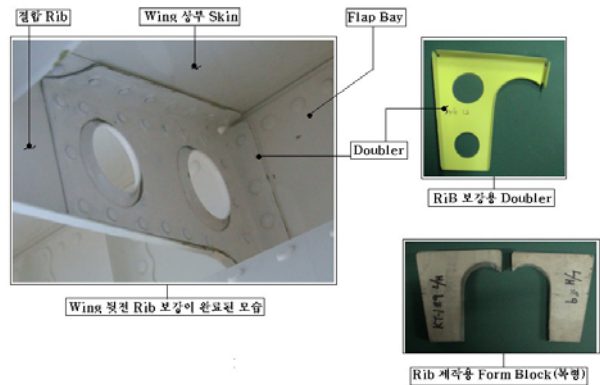


Fig. 13 Shape of the repaired Rib & doubler

4. 날개 뒷전 조립체 리브의 균열 보수

4.1 적용 모델

Fig. 12는 국내에서 사용 중인 군용항공기의 좌측날개 뒷전 사진이며, 1,119(h)의 기체시간 후 리브의 경계부에 발생한 변형과 균열을 확인할 수 있었다. 결함이 발생한 리브는 날개 뒷전 조립체에 위치하며, 알루미늄 압연소재를 성형 후 열처리한 성형부품(Al2024-T4)⁽¹⁴⁾이다. 현재 국내에서는 균열부에 균열 진전을 막는 0.125"φ의 스태프홀을 뚫고 표면처리를 한 뒤 패치보강을 하는 순으로 수리가 이루어지고 있다.⁽¹⁵⁾ 이렇게 보수한 결과를 Fig. 13에 나타내었다. 본 논문에서는 현재 사용되고 있는 리브 및 패치보수가 완료된 리브의 응력상태를 파악하고 균열이 발생한 리브에 대해서 앞서 제시한 형상최적화기법을 적용한 결과와 비교해 보았다.

본 연구에 적용된 리브는 Fig. 14 및 Fig. 15와 같은 형상으로 2D 8절점 평판요소로 구성하였고, 두께는 0.032"로 정의하였다. 그리고 오른쪽 경사면의 모든 자유도를 구속하였고, 리브 상단에 면의 수직방향으로 하중을 적용해주었다. 현재 사용 중인 리브 및 패치보수가 완료된 리브에 대해 정하중 해석 및 피로손상 해석을 수행하였다. 그리고 본 방법을 이용해 정하중 및 피로손상에 대한 최적의 리브형상을 찾았다.

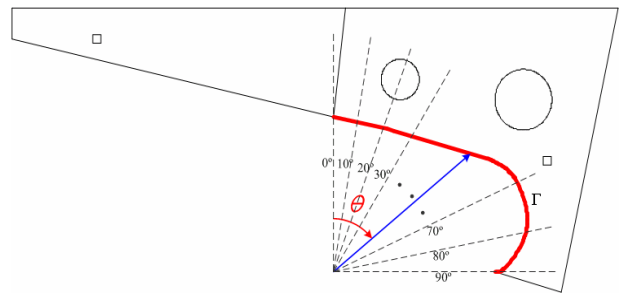


Fig. 14 The geometric shape defined by angle about boundary θ on boundary Γ

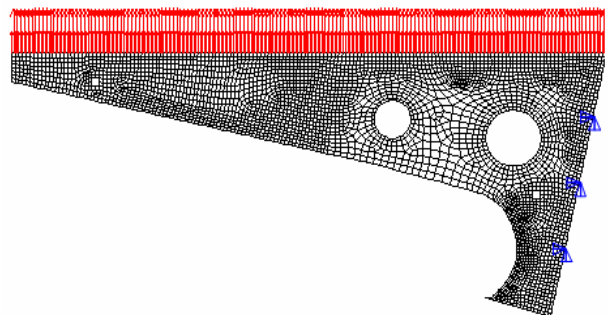


Fig. 15 Finite element model of the rib and boundary condition

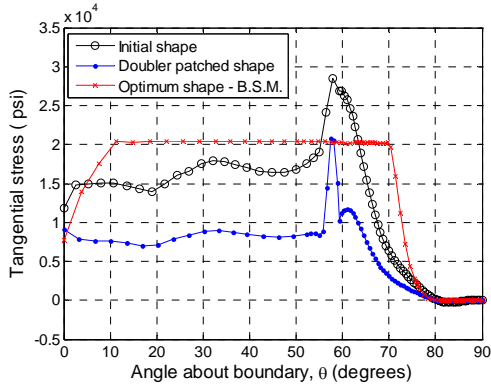


Fig. 16 Stress distribution about boundary

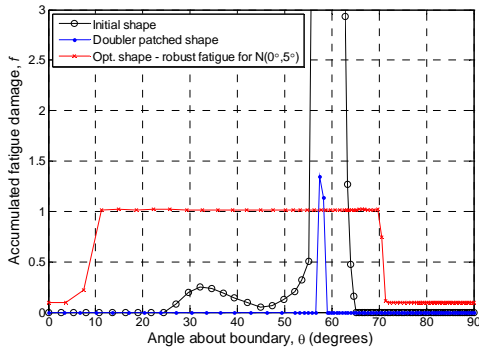


Fig. 17 Accumulated fatigue damage results for a normal $\alpha - N$ distribution $N(0^\circ, 5^\circ)$, for the robust fatigue optimized solution, as compared to the initial, stop-hole and doubler-patched shapes

4.2 응력 및 피로 손상을 고려한 최적설계

Fig. 16은 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 형상최적화에의 경우도 앞서 사용한 세가지 응력에 대해 최적화를 수행하였다. 단순 하중, $U(-5^\circ, 5^\circ)$ 분포의 하중 및 $N(0^\circ, 5^\circ)$ 의 확률을 갖는 하중이 10^6 회 반복될 경우의 최적의 형상을 구하였다. Fig. 17은 $N(0^\circ, 5^\circ)$ 의 변동하중이 10^6 회 반복된 경우 피로손상을 나타낸 것으로써, 현재 사용 중인 리브의 경우 매우 큰 피로손상을 보이며, 패치보수의 경우 국부적으로 1.36 정도의 피로손상을 나타내고 있다. 그러나 본 방법을 이용하여 최적화된 형상의 경우 $10^\circ \sim 70^\circ$ 구간에서 일정한 피로손상이 나타나고 있으며, 그 값은 1.03으로 가장 낮다. Fig. 18은 리브의 최적 형상을 나타내고 있고 그림으로 나타내지 않은 하중들에

Table 2 Summary of peak fatigue damage results, as compared to the previous method(reinforced with doubler) and optimization method of present paper

Method	Load-angle occurrence $\alpha - N$ distribution	Peak fatigue-damage f
previous method	$\alpha = 0^\circ$	47.51
	$U(-5^\circ, 5^\circ)$	46.98
	$N(0^\circ, 5^\circ)$	46.21
Doubler	$\alpha = 0^\circ$	1.36
	$U(-5^\circ, 5^\circ)$	1.35
	$N(0^\circ, 5^\circ)$	1.33
Shape OPT. method	Basic fatigue $\alpha = 0^\circ$	1.03
	Robust fatigue-damage minimization $U(-5^\circ, 5^\circ)$	1.02
	$N(0^\circ, 5^\circ)$	1.00
	Basic stress minimization $\alpha = 0^\circ$	1.09
	$U(-5^\circ, 5^\circ)$	1.08
	$N(0^\circ, 5^\circ)$	1.06
Robust stress Minimization $-5^\circ \leq \alpha \leq 5^\circ$	$U(-5^\circ, 5^\circ)$	1.11
	$N(0^\circ, 5^\circ)$	1.09

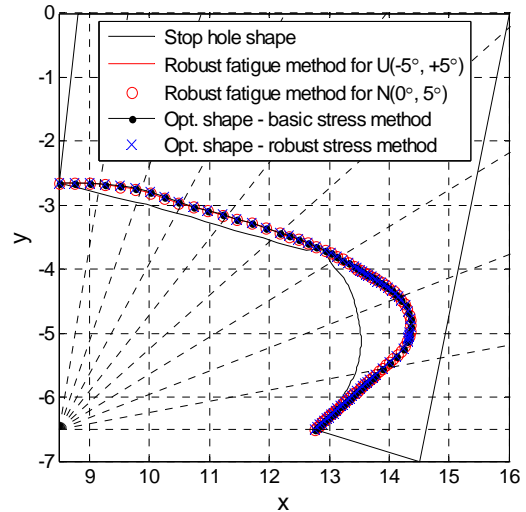


Fig. 18 Optimal shapes determined by the robust fatigue damage minimization method as compared to the basic and robust stress-minimized shapes

대한 피로손상도를 Table 2에 정리하였는데, 그 결과를 살펴보면 응력을 고려한 최적의 형상과 피로수명을 고려한 최적의 형상이 유사한 피로손상을 보이고 있으며, 패치보수 보다 더 낮은 결과를 나타내고 있다.

5. 결론

본 연구에서 제안한 형상최적화 기법은 2D 유한 요소해석에 기반을 두었으며, ANSYS10.0 및 MATLAB2006a 를 이용하여 프로그래밍 하였다. 그리고 외력을 받는 평판 내부에 존재하는 홀의 형상을 수치예제로 선정하여, 단일 하중 및 변동 하중에 대한 응력, 피로손상을 최소화하는 형상을 찾았다.

국내에서 사용 중인 군용항공기의 날개 뒷전 조립체 리브에 본 연구에서 제안한 형상최적설계기법을 적용해 보았다. 실제 균열이 발생한 리브는 0.125"φ의 스탭홀을 생성하고 패치보강을 해서 사용하고 있다. 보수 후 리브 상부에 220lb의 하중을 적용하고 발생하는 최대 응력을 살펴보면, 하중 작용 방향이 $\alpha = 0^\circ$ 에 대하여 20.76kpsi(=140MPa)수준으로 나타났으며, 본 형상최적화기법의 결과는 20.46kpsi로 두 방법이 유사하게 나타났다. 그러나 응력집중부위를 제외한 나머지 경계에서 발생하는 응력을 살펴보면, 본 방법의 경우 20.46kpsi로 일정하게 유지되는 반면, 패치를 이용한 보수의 경우 10kpsi 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 패치보강 및 본 방법을 이용한 리브의 피로수명을 비교해 보았다. 여러 하중을 1×10^6 회 반복한 결과 발생하는 피로손상의 최대값은 패치보강의 경우 피로손상 $N(0^\circ, 5^\circ)$ 에서 $f = 1.33$, $U(-5^\circ, 5^\circ)$ 에서 $f = 1.35$ 이며 본 방법의 경우 $N(0^\circ, 5^\circ)$ 에서 $f = 1.00$, $U(-5^\circ, 5^\circ)$ 에서 $f = 1.02$ 로 나타났다. 이 결과를 통해 본 방법이 패치를 이용한 보수보다 피로파괴에 더욱 안전하며, 보수과정 또한 간단하기 때문에 더욱 효율적인 보수방법이라고 할 수 있다.

참고문헌

(1) Lincoln, J. W., 1997, *Aging Aircraft-USAF Experience and Actions*, Proc. The First Joint

DoD/FAA/NASA Conf. on Aging Aircraft, Ogden, UT.
 (2) McDonald, M. and Heller, M., 2004, "Robust Shape Optimization of Notches for Fatigue-Life Extension," *Struct and Multidisc Optim*, Vol. 28, No. 1, pp. 55~68.
 (3) Wu, Z., 2007, "On the Optimization Problem of Fillets and Holes in Plates with Curvature Constraints," *Struct and Multidisc Optim*, Published Online.
 (4) Kristensen, E. S. and Madsen, N. F., 1976, "On the Optimum Shape of Fillets in Plates Subjected to Multiple in-Plane Loading Cases," *Int J Numer Methods Eng*, Vol. 10, pp. 1007~1019.
 (5) Xie, Y. M. and Steven, G. P., 1992, "Optimal Design of Multiple Load Case Structures Using an Evolutionary Procedure," *Finite Element Analysis Research Centre*, University of Sydney, Australia.
 (6) Herskovit, J., Dias, G. P. and MotaSoares, C. M., 1996, "A Full Stress Technique for Structural Optimization," *Appl Math Comp Sci J Shape Optim Sci Comp*, Vol. 6, No. 2, pp. 303~319.
 (7) Fanni, M., Schnack, E. and Grunwald, J., 1994, "Shape Optimization of Dynamically Loaded Parts," *Int J Press Ves Pip*, Vol. 59, pp. 281~297.
 (8) Grunwald, J. and Schnack, E., 1997, "A Fatigue Model for Shape Optimization," *Struct and Multidisc Optim*, Vol. 14, No. 1, pp. 36~44.
 (9) Chaperin, P., Jones, R., Heller, M., Pitt, S. and Rose, F., 2000, "A Methodology for Structural Optimization with Damage Tolerance Constraints," *Engineering Failure Analysis*, Vol. 7, pp. 281~300.
 (10) Yu, Y. and Kwak, B. M., 2003, "Development of a CAD-Based General Purpose Optimal Design and Its Application to Structural Shape for Fatigue Life," *The 2003 Autumn Conference of KSME*, pp. 1340~1345.
 (11) Park, J. K., Lee, C. J. and Lee, S. S., 2002, "Weight Reduction and Fatigue Life Estimation of Aircraft Structure Through Optimization Design," *The 2002 Association Symposium of KSME*, pp. 42~47.
 (12) Mattheck, C. and Burkhardt, S., 1990, "A New Method of Structural Shape Optimisation Based on Biological Growth," *International Journal of Fatigue*, Vol. 12, Issue 3, pp. 185~190.
 (13) Norman, E. D., 1999, *Mechanical Behavior of Materials*, Pearson Prentice Hall, pp.443~454.
 (14) Haugen, E. B., 1980, *Probabilistic Mechanical Design*, Wiley, New York, Appendix 10-B.
 (15) Baker, A. A., Rose, L. R. F. and Jones, R., 2002, *Advances in the Bonded Composite Repair of Metallic Aircraft Structure*, Elsevier, Boston.